

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ**

**PAULO ROBERTO CHIQUITO**

**PROGNÓSTICO DE DANOS EM ESTRUTURAS SIMPLES:  
IMPLEMENTAÇÃO NUMÉRICA-EXPERIMENTAL**

**CURITIBA**

**2012**

**PAULO ROBERTO CHIQUITO**

**PROGNÓSTICO DE DANOS EM ESTRUTURA SIMPLES:  
IMPLEMENTAÇÃO NUMÉRICA-EXPERIMENTAL**

Dissertação apresentada como requisito parcial para obter o título de Mestre em Engenharia Mecânica do Curso de Mestrado em Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Paraná, na área de concentração Fenômenos de Transporte e Mecânica dos Sólidos.

Orientador: Prof. Dr. Carlos Alberto Bavastri

Co-orientador: Prof. Dr. Juan Elías Perez Ipiña

**CURITIBA**

**2012**

## **TERMO DE APROVAÇÃO**

**PAULO ROBERTO CHIQUITO**

### **PROGNÓSTICO DE DANOS EM ESTRUTURAS SIMPLES: IMPLEMENTAÇÃO NUMÉRICA-EXPERIMENTAL**

Dissertação aprovada como requisito parcial à obtenção de grau de Mestre em Engenharia Mecânica, área de concentração Fenômenos de Transporte e Mecânica dos Sólidos, no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Setor de Tecnologia da Universidade Federal do Paraná.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Domingos Alves Rade  
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Jucélio Tomás Pereira  
Universidade Federal do Paraná

Prof. Dr. Carlos Alberto Bavastri  
Universidade Federal do Paraná  
Presidente

Curitiba, 28 de agosto de 2012.

À Juliana, minha esposa.

Aos meus irmãos Saulo, Rúbia e Giovana.

Aos meus pais Rubens, Carlos e Cristina.

À minha família.

Por todo amor, por quem sou e por tudo o que alcancei.



## AGRADECIMENTOS

Agradecer a todos que de alguma forma contribuíram para a realização desta dissertação não é fácil, por isso, gostaria de expressar minha profunda gratidão a todos de maneira geral.

A algumas pessoas devo um agradecimento especial. Inicialmente a Deus, pela vida, bênção e proteção.

A minha esposa, Marcia Juliana, por todo seu amor, que sempre me incentivou, e por sua compreensão e paciência pela minha ausência em determinados momentos de nossa vida conjugal.

A minha família, pelo amor e carinho, ensinando-me principalmente a importância da construção e coerência dos meus próprios valores.

Aos professores Dr. Carlos Alberto Bavastri e Dr. Juan Perez Ipiña, pela orientação, apoio, incentivos, confiança e principalmente amizade.

Agradeço ao Grupo de Prognóstico de Danos em Sistemas Mecânicos do CNPq –PGMEC- UFPR, pela oportunidade da continuidade do desenvolvimento dos trabalhos na linha de pesquisa e ao Dr. Flávio A. Presezniak, pela sua amizade, e sua indicação para continuidade de sua dissertação.

Ao *Grupo de Mecánica de Fractura* (GMF) da *Universidad Nacional Del Comahue*, em Neuquén, na Argentina, e a Juan P. Ipiña, pela acolhida, confiança e contribuição nos trabalhos realizados em seu laboratório.

Aos amigos e colegas de trabalho, pela amizade, carinho, companheirismo e pela colaboração, pois muitas das inspirações saíram de nossas conversas informais e de alguma forma contribuíram no desenvolvimento do tema.

Ao *Lactec* por ceder uso de diversos equipamentos e pela disponibilidade de seus laboratórios para a realização experimental e subsídios à viagem à Argentina. Um obrigado especial a Carlo Giuseppe Filippin, grande amigo e gerente da Divisão de Sistemas Mecânicos e também a Lauro Elias Neto, gerente do Departamento de Mecânica do *Lactec*.

A *ESSS* e *Esteco* por patrocinar, durante o período do mestrado, com uma licença do software *Mode Frontier* para execução dos algoritmos de otimização multivariáveis.

Agradeço também a Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior Capes, pela bolsa de estudos durante 1 ano de curso.

## EPÍGRAFE

*Sucesso é o resultado da prática constante de fundamentos e ações vencedoras. Não há nada de milagroso no processo, nem sorte envolvida. Amadores aspiram, profissionais trabalham.*

**Bil  
Russel**

*Aprender generosamente significa não aprender com egoísmo, buscando a aquisição de conhecimento para vaidade pessoal ou para vangloriar-se em um amanhã de triunfos exteriores, esquecendo que muito do aprendido foi ensinado para evitar sofrimento e permitir a passagem pelos trechos difíceis no longo caminho da vida.*

**Raumsol**

## RESUMO

Atualmente, o crescente interesse em SHM (*Structural Health Monitoring*) está associado com a sua potencial aplicabilidade no processo de prognóstico de danos para predição de falhas catastróficas. O conhecimento da saúde de uma estrutura, prévio à sua falha, pode reduzir enormes prejuízos tanto de vidas humanas quanto perdas materiais e ainda permite que ações corretivas possam ser tomadas com antecedência. Neste trabalho foi implementada, de forma numérica e experimental, uma metodologia para prognóstico de danos sobre uma estrutura simples, a identificação do seu estado atual e sua predição de vida útil remanescente. A estrutura em estudo foi uma viga pré-fissurada, instrumentada e submetida a um teste de fadiga de flexão em três pontos, em laboratório. Para identificar a trinca, localização e tamanho equivalente, medições de FRFs (Funções Resposta em Frequência) foram realizadas a cada certo número de ciclos. A partir destas respostas e suas equivalentes obtidas por um modelo numérico em elementos finitos, a trinca foi identificada através de um ajuste por mínimos quadrados. Para tal fim, foi proposto um problema de otimização multivariável por algoritmos genéticos. Para detectar a trinca e restringir a região de busca no processo de otimização, no que diz respeito à localização da mesma, a viga foi instrumentada com sensores de emissão acústica. Uma vez a trinca identificada, para certo número de ciclos, o modelo de prognóstico de crescimento de trinca por fadiga foi aplicado a partir de conceitos da mecânica da fratura linear elástica. Assim, a partir dos dados em um gráfico, tamanho de trinca em função do número de ciclos, é possível interceptar uma curva de tamanho de trinca tolerável com a evolução do crescimento da trinca identificada para estimar a vida útil residual da estrutura. Todos esses conceitos foram aplicados em programas que realizam a análise automatizada do processo. Dois ensaios de fadiga sobre diferentes vigas permitiram atestar a capacidade da metodologia proposta na identificação do dano e na determinação da sua vida útil remanescente. Os resultados mostram a potencialidade da metodologia proposta em estruturas reais simples assim como também a continuidade para futuros trabalhos.

Palavras-chave: Prognóstico de dano. Identificação de trinca. *Structural Health Monitoring* (SHM).

## **ABSTRACT**

The increased interest in SHM (Structural Health Monitoring) is currently associated with the technique's potential for the damage prognosis process in structures, to predict catastrophic failures. Knowledge of the health of a structure prior to its failure allows corrective action to be taken in advance, decreasing significant material losses and the risk for human lives. This work proposes a methodology for damage prognosis, identifying its current status and predicting remaining life of the structure. The prognosis is accomplished numerically and experimentally using a free-free beam. The structure used in this work was a pre-cracked beam, instrumented and submitted to a three-point bending fatigue test in laboratory. FRF (Frequency Response Function) measurements were performed every certain number of cycles to identify the crack, its equivalent size and location. From these responses and equivalent derived by a finite element numerical model, the crack was identified through a least squares fit. To this end, a multivariable optimization solution was developed using genetic algorithms. The beam was instrumented by acoustic emission sensors and restricting the search region of crack location in the optimization problem. Once a crack is identified, for a certain number of cycles, the fatigue crack growth prognosis model is applied based on concepts of elastic linear fracture mechanics. Therefore, generating a chart, crack size as a function of time, it is possible to intercept the tolerable crack size curve in respect to the identified crack growth evolution curve, generating a prediction of the structure's remaining life. All these concepts are applied in programs that perform an automated analysis of the prognosis process. Two fatigue tests on different beams allowed demonstrating the capability of the methodology for damage identification and prediction of its remaining life. Besides showing the potential of this methodology in real simple structures, these tests also supplied some directions for further study and development of the methodology.

**Keywords:** Damage Prognosis. Crack identification. Structural Health Monitoring (SHM).

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIGURA 1 – 1960 – APROXIMADAMENTE 5000 LIBERTY SHIPS CONSTRUÍDOS. PRÓXIMO DE 1000 FALHAS CATASTRÓFICAS OCORRIDAS.....	24
FIGURA 2: VISTA DA FALHA NA PARTE INTERIOR DO AVIÃO COMET 1 ORIGINADA POR UM ENSAIO DE PRESSÃO. ....	25
FIGURA 3 – PROCESSO DO PROGNÓSTICO DE DANOS.....	39
FIGURA 4 – ABORDAGENS: A) RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS B) MECÂNICA DA FRATURA. ....	57
FIGURA 5 – SISTEMA PROPOSTO POR GRIFFITH.....	60
FIGURA 6 – ENERGIAS DISPONÍVEL E ABSORVIDA COM CRESCIMENTO DE TRINCA. ....	62
FIGURA 7 – TRÊS MODOS DE CARREGAMENTO QUE PODEM SER APLICADOS EM UMA TRINCA.....	63
FIGURA 8 – COORDENADAS POLARES DE UM PONTO QUALQUER EM RELAÇÃO À PONTA DA TRINCA. ....	64
FIGURA 9 – TENSÕES VERSUS DISTÂNCIA DA PONTA DA TRINCA. ....	66
FIGURA 10 – TENSÕES VERSUS DISTÂNCIA DA PONTA DA TRINCA COM DEFORMAÇÃO PLÁSTICA . ....	67
FIGURA 11 – TENSÕES VERSUS DISTÂNCIA DA PONTA DA TRINCA OBTIDA POR ELEMENTOS FINITOS, LARSSON (1980). ....	68
FIGURA 12 – EFEITO DO TAMANHO DOS CORPOS DE PROVA NA TENACIDADE À FRATURA.....	69
FIGURA 13 – ESTADO PLANO DE TENSÕES EM (A) E DE DEFORMAÇÕES EM (B). ....	69
FIGURA 14 – EFEITO DOS ESTADOS PLANOS DE TENSÃO E DEFORMAÇÃO NA REGIÃO PLASTIFICADA.....	70
FIGURA 15 – REGIÃO DEFORMADA PLASTICAMENTE NA PONTA DA TRINCA. ....	70
FIGURA 16 – CAMINHO ARBITRÁRIO EM TORNO DA TRINCA.....	71
FIGURA 17 – EFEITO DA TENSÃO MÉDIA SOBRE O NÚMERO DE CICLOS.....	73
FIGURA 18 – ESQUEMA DE INCLUSÕES E EXCLUSÕES. ....	74
FIGURA 19 – INFLUÊNCIAS DO MEIO AMBIENTE NA ETAPA I.....	74

FIGURA 20 – TAMANHO DA TRINCA <i>VERSUS</i> NÚMERO DE CICLOS.....	75
FIGURA 21 – CURVA LOG-LOG DE VELOCIDADE DE CRESCIMENTO DE TRINCA EM FUNÇÃO DA VARIAÇÃO DO FATOR DE INTENSIDADE DE TENSÃO. ....	76
FIGURA 22 – DETALHE DA MODELAGEM EM ELEMENTOS FINITOS PARA A REGIÃO TRINCADA - A) MODELO 3D. – B) MODELO 2D.....	81
FIGURA 23 – COLAPSO DE ELEMENTO PLANO QUADRILÁTERO PARA FORMAÇÃO DE UM <i>QUARTER POINT</i> E APLICAÇÃO NA MALHA EM TORNO DA TRINCA.....	81
FIGURA 24 – ELEMENTO <i>PLANE183</i> USADO NAS SIMULAÇÕES NO MEF. ....	82
FIGURA 25 – CONTORNO PARA CÁLCULO DA INTEGRAL <i>J</i> . ....	83
FIGURA 26 – CONDIÇÕES DE CONTORNO PARA O PROBLEMA ESTÁTICO. ...	84
FIGURA 27 – ILUSTRAÇÃO DO PROBLEMA DE OTIMIZAÇÃO.....	85
FIGURA 28 – REPRESENTAÇÃO GRÁFICA GERAL DO MÉTODO DE AG.....	89
FIGURA 29 – MODELO DE PROGNÓSTICO DE DANOS ADAPTADO PELO AUTOR.....	92
FIGURA 30 – MÁQUINA DE ENSAIOS DE FADIGA EM TRÊS PONTOS. <i>LABORATORIO DE PROPIEDADES MECÁNICAS /GMF – NEUQUÉN</i> . ....	94
FIGURA 31 – DETALHE DO ENTALHE E DISCRETIZAÇÃO DAS AMOSTRAS.....	94
FIGURA 32 – PROGRAMA <i>CALIBRATION.VI</i> – MOSTRA DAS CONDIÇÕES DE GEOMETRIA, MATERIAL E PARÂMETROS DE MALHA TESTADOS PELO ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO.....	95
FIGURA 33 – A) MALHA EM ELEMENTOS FINITOS DO ENTALHE E TRINCA. B) DETALHE DA MALHA NA PONTA DA TRINCA. ....	96
FIGURA 34 – A) MÁQUINA DE FADIGA SERVO-HIDRÁULICA. B) DETALHE DA MONTAGEM DO SISTEMA DE APLICAÇÃO DE CARGA EM TRÊS PONTOS E <i>CLIP GAGE</i> . ....	97
FIGURA 35 – A) RIGIDEZ. B) <i>COMPLIANCE</i> .....	98
FIGURA 36 – ACELERÔMETRO (À ESQUERDA); ANALISADOR DE VIBRAÇÕES E MARTELO DE IMPACTO (À DIREITA).....	101
FIGURA 37 – POSICIONAMENTO DOS SENSORES DE VIBRAÇÃO, ROSETAS EXTENSOMÉTRICAS E SENSORES DE EA – PARTE DO PROGRAMA <i>CALIBRATION.VI</i> . ....	101

FIGURA 38 – EXEMPLO DA RESPOSTA EM FREQUÊNCIA DA VIGA A2 DADO PELO SIGNAL-CALC®. ....	102
FIGURA 39 – SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE SINAIS EA (À ESQUERDA); SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE SINAIS GERAL (À DIREITA). ....	104
FIGURA 40 – PARAMETRIZAÇÃO DO SOFTWARE AEWIN® DA PAC PARA O TESTE MONITORADO POR EA. ....	104
FIGURA 41 – PROGRAMA <i>MONITORA.VI</i> – INTERFACE COM O USUÁRIO COM PARAMETRIZAÇÃO DE AQUISIÇÃO E GRAVAÇÃO DE RESULTADOS .....	105
FIGURA 42 – ESQUEMA DO SISTEMA DE MEDIÇÃO SHM UTILIZADO. ....	106
FIGURA 43 – ESQUEMA DA SEQUENCIA DE ENSAIO. ....	106
FIGURA 44 – SISTEMA DE CONTROLE DA MÁQUINA DE ENSAIO (À ESQUERDA); ROSETAS EXTENSOMÉTRICAS NA VIGA DE TESTE (À DIREITA). ....	107
FIGURA 45 – LOCALIZAÇÃO DE EVENTOS DE EA NO CORPO DE PROVA A2. ....	110
FIGURA 46 – CORPO DE PROVA – CONDIÇÃO LIVRE. PREPARAÇÃO PARA EXTRAÇÃO DA FRF. ....	111
FIGURA 47 – MODOS DE VIBRAÇÃO OBTIDOS DO MODELO NUMÉRICO – ELEMENTOS FINITOS / <i>CALIBRATION.VI</i> . ....	112
FIGURA 48 – COMPARAÇÃO DE FRF'S - INERTÂNCIA OBTIDA POR SIMULAÇÃO EM ELEMENTOS FINITOS E INERTÂNCIA MENSURADA / <i>CALIBRATION.VI</i> . ....	112
FIGURA 49 – AMBIENTE TRABALHO DO <i>MODEFRONTIER®</i> . ....	116
FIGURA 50 – <i>SCHEDULE</i> DO <i>MODEFRONTIER®</i> - MOGAIL. ....	116
FIGURA 51 – FRF - RESULTADO DE <i>N</i> INDIVÍDUOS TESTADOS NO ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO. ....	117
FIGURA 52 – CURVA DE CRESCIMENTO DE TRINCA EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE CICLOS COM $\Delta\sigma$ CONSTANTE. ....	121
FIGURA 53 – MODOS DE VIBRAR PARA AS TRÊS PRIMEIRAS FREQUÊNCIAS NATURAIS DE UMA VIGA COM TRINCA. ....	123
FIGURA 54 – FRONTEIRA DE PARETO – CONJUNTO DE SOLUÇÕES ÓTIMAS .....	123

FIGURA 55 – GRÁFICOS QUE DEMONSTRAM A PERDA DE RIGIDEZ E A CONSEQUENTE REDUÇÃO NAS FREQUÊNCIAS NATURAIS PARA AS ESTRUTURAS <i>CT</i> E <i>A2</i> .....	126
FIGURA 56 – ESTRUTURA <i>CT</i> – TAMANHO DE TRINCA <i>A_0</i> .....	127
FIGURA 57 – ESTRUTURA <i>CT</i> – TAMANHO DE TRINCA <i>A_1</i> .....	127
FIGURA 58 – ESTRUTURA <i>A2</i> – TAMANHO DE TRINCA <i>A_0</i> .....	127
FIGURA 59 – ESTRUTURA <i>A2</i> – TAMANHO DE TRINCA <i>A_1</i> .....	128
FIGURA 60 – ESTRUTURA <i>A2</i> – TAMANHO DE TRINCA <i>A_2</i> .....	128
FIGURA 61 – GRÁFICO DA VELOCIDADE DO CRESCIMENTO DE TRINCA EM FUNÇÃO DA VARIAÇÃO DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES. ....	129
FIGURA 62 – PROGRAMA <i>MONITORA.VI</i> . GRÁFICOS DE MONITORAMENTO DE FRF'S PARA OS DOIS ACELERÔMETROS INSTALADOS. A - INERTÂNCIA. B – FASE. C - COERÊNCIA.....	130
FIGURA 63 – PROGRAMA <i>MONITORA.VI</i> . GRÁFICOS TEMPORAIS. A – FORÇA APLICADA. B – CMOD. C – VIBRAÇÃO DO ACELERÔMETRO 1. D – VIBRAÇÃO DO ACELERÔMETRO 2.....	131
FIGURA 64 – PROGRAMA <i>MONITORA.VI</i> . SINAIS NO DOMÍNIO DA FREQUÊNCIA: A – FORÇA APLICADA. B – VIBRAÇÃO DO ACELERÔMETRO 1 . C – VIBRAÇÃO DO ACELERÔMETRO 2.....	131
FIGURA 65 – PROGRAMA <i>MONITORA.VI</i> . SINAIS TEMPORAIS DE DEFORMAÇÃO NAS ROSETAS 1 E 2 , CÁLCULO DAS TENSÕES PRINCIPAIS E CÁLCULO DA ORIENTAÇÃO DESTAS TENSÕES ATRAVÉS DO CÍRCULO DE MOHR. ....	132
FIGURA 66 – LOCAL DE INSTALAÇÃO DAS ROSETAS EXTENSOMÉTRICAS 1 E 2 NA VIGA <i>A2</i> .....	132
FIGURA 67 – AMPLITUDE MÁXIMA DAS FRF'S MENSURADAS, <i>K<sub>max</sub></i> E <i>K<sub>min</sub></i> DE NORMA E TAMANHO DE TRINCA EM FUNÇÃO DOS CICLOS DE FADIGA PARA A VIGA <i>CT</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	133
FIGURA 68 – DADOS GRÁFICOS EM FUNÇÃO DE CICLOS DE FADIGA PARA A VIGA <i>CT</i> . GRÁFICO S1-S2: TENSÕES PRINCIPAIS DAS ROSETAS. GRÁFICO S CALC: VARIAÇÃO DE TENSÕES APLICADAS NA VIGA. GRÁFICO VON MISES: TENSÕES EQUIVALENTES DE VON MISES NAS ROSETAS. GRÁFICO THETA:	



INCLINAÇÃO DA DIREÇÃO DAS TENSÕES PRINCIPAIS EM RELAÇÃO AO EIXO LONGITUDINAL DA VIGA. - PROGRAMA <i>PROGNOSIS</i> .VI .....	134
FIGURA 69 – AMPLITUDE MÁXIMA DAS FRF’S MENSURADAS, $K_{max}$ E $K_{min}$ DE NORMA E TAMANHO DE TRINCA EM FUNÇÃO DOS CICLOS DE FADIGA PARA A VIGA A2- PROGRAMA <i>PROGNOSIS</i> .VI .....	135
FIGURA 70 – DADOS GRÁFICOS EM FUNÇÃO DE CICLOS DE FADIGA PARA A VIGA A2. GRÁFICO S1-S2: TENSÕES PRINCIPAIS DAS ROSETAS. GRÁFICO S CALC: VARIAÇÃO DE TENSÕES APLICADAS NA VIGA. GRÁFICO VON MISES: TENSÕES EQUIVALENTES DE VON MISES NAS ROSETAS. GRÁFICO THETA: INCLINAÇÃO DA DIREÇÃO DAS TENSÕES PRINCIPAIS EM RELAÇÃO AO EIXO LONGITUDINAL DA VIGA. - PROGRAMA <i>PROGNOSIS</i> .VI .....	135
FIGURA 71 – GRÁFICO DE LOCALIZAÇÃO DE EVENTOS.....	136
FIGURA 72 – GRÁFICO DE ENERGIA (PAC) VS TEMPO DE AQUISIÇÃO EM SEGUNDOS.....	136
FIGURA 73 – AMPLITUDE [DB] VS POSIÇÃO DO SINAL DE ORIGEM NA VIGA	137
FIGURA 74 – SOBREPOSIÇÃO DA CURVA DE CONTAGENS NO TEMPO VS FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES POR CICLO ELEVADO A QUARTA POTÊNCIA ( $K_{max}^4$ ) .....	137
FIGURA 75 – GRÁFICOS AMPLITUDE VS CONTAGENS. SENSOR 1 – (IMAGEM À ESQUERDA). SENSOR 2 – (IMAGEM À DIRETA).....	138
FIGURA 76 – $\Delta K$ CALCULADO POR NORMA – PROGRAMA <i>MONITORA</i> .VI.....	139
FIGURA 77 – PROGNÓSTICO PELA LEI DE PARIS PARA DIVERSAS CONDIÇÕES DE CARREGAMENTO (GRÁFICO À ESQUERDA). PROGNÓSTICO PELA LEI DE PARIS PARA CARREGAMENTO CONSTANTE E $\Delta K$ CONSTANTE ENTRE NÚMERO DE CICLOS (GRÁFICO À DIREITA).....	141
FIGURA 78 – PROGNÓSTICO INCOERENTE PARA O TIPO DE TESTE UTILIZADO– METODOLOGIA DE AJUSTE DE CURVA - PROGRAMA <i>PROGNOSIS</i> .VI .....	143
FIGURA 79 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 2000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA CT - PROGRAMA <i>PROGNOSIS</i> .VI.....	144
FIGURA 80 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 3500 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA CT - PROGRAMA <i>PROGNOSIS</i> .VI.....	144

FIGURA 81 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 6000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>CT</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	145
FIGURA 82 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 20000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>CT</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	145
FIGURA 83 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 22000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>CT</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	146
FIGURA 84 – VIGA <i>CT</i> COM PRÉ-TRINCA E VIGA <i>CT</i> NO FINAL DO ENSAIO DE FADIGA.....	146
FIGURA 85 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 2000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	147
FIGURA 86 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 7000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	147
FIGURA 87 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 11000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	148
FIGURA 88 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 15000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	148
FIGURA 89 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 18000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	149
FIGURA 90 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 22000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	149
FIGURA 91 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 26000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	150
FIGURA 92 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 29000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	150
FIGURA 93 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 33000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	151
FIGURA 94 – PROGNÓSTICO COM APROXIMADAMENTE 35000 CICLOS DE ENSAIO PARA A VIGA <i>A2</i> - PROGRAMA <i>PROGNOSIS.VI</i> .....	151
FIGURA 95 – VIGA <i>A2</i> NO DURANTE ENSAIO DE FADIGA (ILUSTRAÇÃO À ESQUERDA). ABERTURA DA TRINCA E VISUALIZAÇÃO DA PRÉ-TRINCA OXIDADA. ....	152
FIGURA 96 – SISTEMA DE 1 GRAU DE LIBERDADE. MODELAGEM A PARTIR DO EQUILÍBRIO ESTÁTICO. ....	168

FIGURA 97 – COEFICIENTE DE PERDA EM FUNÇÃO DO MÓDULO DE ELASTICIDADE DE MATERIAIS. ....	171
FIGURA 98 – MÉTODO DA AMPLITUDE DE PICO E BANDA DE MEIA POTÊNCIA. ....	172
FIGURA 99 – ENSAIO DE PM E LUZ ULTRAVIOLETA EM COMPONENTE AUTOMOTIVO. ....	175
FIGURA 100 – FRENTES DE ONDA A PARTIR DE UMA FONTE PONTUAL.....	181
FIGURA 101 – TIPOS DE ONDA E MOVIMENTO DE PARTÍCULAS NA PROPAGAÇÃO.....	182
FIGURA 102 – FORMA DE ONDA CAPTURADA POR UM SENSOR DE EA.....	183
FIGURA 103 – SENSOR DE EA.....	184
FIGURA 104 – LOCALIZAÇÃO LINEAR DE FONTES DE EA POR DOIS SENSORES .....	185
FIGURA 105 – ILUSTRAÇÃO DE UM SINAL CARACTERÍSTICO DE EA.....	187
FIGURA 106 – ENERGIA EM UM SINAL DE EA.....	188
FIGURA 107 – COMPARAÇÃO ENTRE CONTAGEM ACUMULADA DE EA E $K_{max}$ VERSUS NÚMERO DE CICLOS DE FADIGA .....	190
FIGURA 108 – MEDIÇÕES DE GEOMETRIA APRESENTADAS COM INCERTEZAS DE MEDIÇÃO.....	191
FIGURA 109 – ESQUEMA DE UM EXTENSÔMETRO .....	193
FIGURA 110 – PONTE DE WHEATSTONE .....	196
FIGURA 111 – LIGAÇÃO DO EXTENSÔMETRO NA PONTE DE WHEATSTONE	196
FIGURA 112 – ROSETAS EXTENSOMÉTRICAS INSTADAS EM UMA VIGA COM FRATURA .....	197

## LISTA DE TABELAS

TABELA 1 – PARÂMETROS DA EQUAÇÃO DE PARIS .....	78
TABELA 2 – COEFICIENTES PARA O POLINÔMIO DE CÁLCULO DO COMPRIMENTO DE TRINCA.....	98
TABELA 3 – DADOS DE CONTROLE DOS ENSAIOS .....	100
TABELA 4 – RESULTADOS DA CALIBRAÇÃO DO SISTEMA .....	124
TABELA 5 – COMPARAÇÃO DE TAMANHOS DE TRINCA ENTRE TÉCNICAS DE MEDIÇÃO - $CT$ .....	125
TABELA 6 – COMPARAÇÃO DE TAMANHOS DE TRINCA ENTRE TÉCNICAS DE MEDIÇÃO – $A2$ .....	125
TABELA 7 – ALTERAÇÕES NA FREQUÊNCIA NATURAL COM O TAMANHO DE TRINCA - $CT$ .....	125
TABELA 8 – ALTERAÇÕES NA FREQUÊNCIA NATURAL COM O TAMANHO DE TRINCA – $A2$ .....	126
TABELA 9 – PARÂMETROS DA EQUAÇÃO DE PARIS .....	128
TABELA 10 – COMPARAÇÃO DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES OBTIDO POR NORMA E POR ELEMENTOS FINITOS – VIGA $CT$ .....	139
TABELA 11 – COMPARAÇÃO DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES OBTIDO POR NORMA E POR ELEMENTOS FINITOS – VIGA $A2$ .....	139
TABELA 12 – VELOCIDADE DE ONDAS EM DIFERENTES MATERIAIS.....	184
TABELA 13 – CARACTERÍSTICAS DE EA .....	186
TABELA 14 – RECOMENDAÇÕES DOS TEMPOS DE DECISÃO EM EA .....	189

## LISTA DE SIGLAS

$\{x\}$	Vetor de deslocamentos	-
$\{F\}$	Vetor de forças aplicadas	-
$\{\phi_i\}$	Vetor correspondente ao i-ésimo modo de vibrar (autovetor)	-
$\omega_i$	Frequência natural do i-ésimo modo de vibrar (autovalor)	[Hz]
$t_{elem}$	Tamanho do elemento	[mm]
$E$	Módulo de elasticidade	[GPa]
$D$	Densidade	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\nu$	Poisson	-
$L$	Comprimento da viga	[m]
$B$	Espessura da viga	[m]
$H$	Altura da viga	[m]
$x_t$	Posição da trinca a partir de um ponto de referência	[m]
$t_t$	Tamanho da trinca	[m]
$n_{\omega_n}$	Número de frequências naturais	[ ]
$pl_e$	Comprimento da parte linear do entalhe	[m]
$pa_e$	Comprimento da parte angular do entalhe	[m]
$e_e$	Espessura do entalhe	[m]
	Posição do início do rebaixo a partir de um ponto de referência	[m]
$x_{rc}$		
$h_c$	Altura do rebaixo	[m]
$c_c$	Comprimento do rebaixo	[m]
$q(t)$	Vetor de coordenadas generalizadas na estrutura	-
$M$	Matriz de massa de ordem $n \times n$	-
$m_{ij}$	Elemento da matriz de massa	[kg]
$k_{ij}$	Elemento da matriz de rigidez	[(N/m)]
$K$	Matriz de rigidez de ordem $n \times n$	-
$H$	Matriz de amortecimento histerético de ordem $n \times n$	-
$f(t)$	Vetor de excitação	-
$s_j, \lambda_j$	j-ésimo autovalor do sistema	[(rad/s) <sup>2</sup> ]
$\delta_j$	Parte real do j-ésimo autovalor	-

$\Omega_j$	j-ésima frequência natural	$[(rad/s)]$
$\phi$	Matriz de autovalores	-
$\Lambda$	Matriz formada pelos autovetores	-
$\Psi$	Matriz formada pelos autovetores ortonormalizados pela massa	-
$\xi_j$	Relação de amortecimento modal	-
$c_{cr}$	Amortecimento crítico	$[(N.s/m)]$
$\alpha_{ks}$	Função de receptância do sistema com excitação em s e resposta em k	$[(m/N)]$
$A_{ks}$	Função de inércia do sistema com excitação em s e resposta em k	$[(m/s^2N)]$
$I_n$	Matriz identidade de ordem n	-
$\eta$	Matriz de perda	-
$\eta_j$	Fator de perda	-
$U_e$	Energia liberada durante o crescimento da trinca	$[J]$
$U_s$	Energia absorvida durante a geração de novas superfícies	$[J]$
$a$	Tamanho da trinca	$[mm]$
$t$	Espessura de uma placa	$[mm]$
$\mu$	Módulo de cisalhamento	$[MPa]$
$\sigma_{kk}$	Tensão no infinito na direção k	$[Pa]$
$\sigma^*$	Tensão crítica	-
$\gamma$	Energia superficial do material	$[(J/m^2)]$
$\gamma_p$	Energia de deformação plástica absorvida	$[(J/m^2)]$
$a_c$	Tamanho crítico de trinca	$[mm]$
$a_t$	Tamanho tolerável de trinca	$[mm]$
$G$	Energia de deformação elástica por unidade de espessura	$[(J/m^2)]$
$K_{I,II,III}$	Fator intensidade de tensão para os modos I, II e III	$[MPa\sqrt{m}]$
$K_{IC}$	Tenacidade a fratura do material	$[MPa\sqrt{m}]$
$r_y$	Raio da região deformada plasticamente na ponta da trinca	$[mm]$
$N$	Número de ciclos de fadiga	-
$C, m$	Constantes da Lei de Paris	-
$\sigma_e$	Tensão de escoamento	$[MPa]$

$a_i$	Tamanho inicial de trinca	$[mm]$
$a_f$	Tamanho final de trinca	$[mm]$
$Y, f(a/W)$	Fator de forma	-
$J$	Integral J	$[J/m^2]$
$S$	Espaço objetivo	-
$Z$	Conjunto imagem	-
$x^*$	Ponto ótimo	-
$f(x^*)$	Valor ótimo	-
$g(x), h(x)$	Restrições de igualdade e desigualdade	-
$r_i$	<i>Ranking</i> para cada solução	-
$x$	Posição	$[m]$
$c$	Velocidade de propagação de onda	$[(m/s)]$
$\Delta t$	Diferencial de tempo	$[s]$
$V_p$	Volume deformado	$[m^3]$
$CN$	Número de contagens	-

## LISTA DE ABREVIATURAS

ACFM - *Alternating Current Field Measurement*

ACPD - *Alternating Current Potential Drop*

*apud* – onde se originou o documento citado

COMAC - *CO-ordinate Modal Assurance Criterion*

*diag* – Matriz diagonal

EA – Emissão Acústica

*et al* – e outros

ed. - edição

END – Ensaio Não Destrutivo

EUA – Estados Unidos da América

FRF – Função Resposta em Frequência

IV – Inspeção Visual

LP - Líquido Penetrante

MAC - *Modal Assurance Criterion*

PM – Partícula Magnética

PZT - *Lead Zirconate Titanate* (material cerâmico piezelétrico)

SHM – *Structural Health Monitoring*

TFJ - Transformada de Fourier Janelada

TONL - Técnica de otimização não linear

VI – *Virtual Instrument*



## LISTA DE SÍMBOLOS

<sup>TM</sup> - *trade mark*

® - marca registrada

© - copyright

∴ - portanto

∝ - proporcional

< - domina

≪ - domina fracamente

~ - indiferente ou aproximadamente

≤ - menor ou igual

⋈ não é maior nem igual a

Δ - diferencial

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO.....</b>	<b>24</b>
1.1	OBJETIVOS.....	26
1.2	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO.....	27
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>29</b>
<b>3</b>	<b>PROGNÓSTICO DE DANOS .....</b>	<b>35</b>
3.1	CONCEITO DE MANUTENÇÃO.....	35
3.1.1	Manutenção Corretiva.....	35
3.1.2	Manutenção Preventiva .....	35
3.1.3	Manutenção Preditiva .....	36
3.1.4	Manutenção Prognóstica .....	36
3.2	PROGNÓSTICO DE DANOS .....	37
3.2.1	O Processo do Prognóstico de Danos .....	39
<b>4</b>	<b>ANALISE DE VIBRAÇÕES DE SISTEMAS MECÂNICOS.....</b>	<b>41</b>
4.1	PROBLEMA DE AUTOVALORES DE SISTEMA NÃO-AMORTECIDO ..	41
4.2	MODELO HISTERÉTICO .....	45
4.2.1	Problema de Autovalores Modelo Histerético .....	47
4.2.2	Resposta em Frequência.....	48
4.2.3	Discussão Complementar.....	51
4.2.4	Obtenção Experimental das FRFs.....	52
4.3	MÉTODOS DE IDENTIFICAÇÃO MODAL .....	53
4.3.1	Método da Amplitude de Pico .....	54
<b>5</b>	<b>TÓPICOS DE MECÂNICA DA FRATURA .....</b>	<b>56</b>
5.1	MECÂNICA DA FRATURA LINEAR ELÁSTICA .....	58
5.1.1	Balanço Energético de Griffith .....	58
5.1.2	Modos de Aberturas de Trincas .....	63
5.1.3	Fator de Intensidade de Tensões .....	63
5.1.4	Relação Entre Fator de Intensidade de Tensões e Taxa de Alívio de Energia .....	65
5.1.5	Limitações do Critério $K_{Ic}$ .....	66
5.1.5.1	Efeito da deformação plástica.....	66
5.1.5.2	Efeito do tamanho da peça .....	68
5.2	MECÂNICA DA FRATURA ELASTO-PLÁSTICA.....	70
5.2.1	A Integral J .....	71
5.3	CRESCIMENTO DE TRINCAS POR FADIGA.....	72
5.3.1	Iniciação da Trinca.....	73
5.3.2	Crescimento da Trinca .....	74
5.3.3	Determinação da Vida Remanescente .....	77
5.3.4	Outras Considerações .....	78
5.4	CÁLCULO DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES E DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DA TENACIDADE À FRATURA.....	78
5.5	APLICABILIDADE DOS CONCEITOS.....	79
<b>6</b>	<b>TÉCNICAS AUXILIARES.....</b>	<b>80</b>
6.1	MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS .....	80
6.1.1	Modelagem de um Sistema com Trinca.....	80
6.1.2	Tipo de Elemento.....	82
6.1.3	Características do Material .....	82
6.1.4	Resolução de Problemas.....	82

6.1.4.1	Diferenças entre os Problemas.....	83
6.2	TÉCNICA DE OTIMIZAÇÃO NÃO LINEAR - ALGORITMO.....	84
6.2.1	Problemas Multiobjetivo.....	86
6.2.1.1	Fronteira de Pareto.....	87
6.2.2	Algoritmos Genéticos.....	88
6.2.2.1	Representação e Codificação das Variáveis .....	88
6.2.2.2	MOGA (Multi Objective Genetic Algorithm).....	89
6.3	ENSAIOS NÃO DESTRUTIVOS - EMISSÃO ACÚSTICA .....	91
<b>7</b>	<b>DESENVOLVIMENTO NUMÉRICO - EXPERIMENTAL .....</b>	<b>92</b>
7.1	DESCRIÇÃO DO SISTEMA.....	93
7.2	MODELO FÍSICO .....	95
7.3	SISTEMA DE MEDIÇÃO – SHM / INSTRUMENTAÇÃO .....	96
7.3.1	Máquina Universal de Ensaio Mecânicos .....	96
7.3.1.1	Cálculo do Tamanho de Trinca em Função do CMOD .....	97
7.3.1.2	Controle de Ensaio por $\Delta K$ .....	99
7.3.1.3	Aquisição de Sinais a Partir da Máquina de Ensaio.....	100
7.3.2	Acelerômetros e Analisadores de Vibrações .....	100
7.3.3	Extensômetros e <i>Clip Gage</i> .....	102
7.3.4	Sensores e equipamento de EA .....	103
7.3.5	Equipamento Principal de Aquisição de Sinais – Mostra do Esquema SHM.....	104
7.4	SEQUÊNCIA LÓGICA EXPERIMENTAL.....	106
7.4.1	Detalhamento.....	107
7.5	IDENTIFICAÇÃO DA TRINCA.....	109
7.5.1	Deteção por EA.....	109
7.5.2	Medições de FRF para Viga Livre.....	110
7.5.3	Busca por Modelo Equivalente Através de Otimização .....	111
7.5.3.1	Motor de Otimização.....	112
7.5.3.1.1	Descrição do Problema de Otimização.....	113
7.5.3.1.2	Software de Otimização.....	115
7.6	MODELO DE PROGNÓSTICO E ESTIMATIVA DA VIDA REMANESCENTE .....	118
7.6.1	Uso da Lei de Crescimento Para Prognóstico .....	120
<b>8</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES .....</b>	<b>122</b>
8.1	TESTE DE REFINO EM ELEMENTOS FINITOS .....	122
8.2	RESULTADOS DO PROBLEMA DE OTIMIZAÇÃO .....	123
8.3	IDENTIFICAÇÃO DA TRINCA.....	124
8.4	CONSTANTES MATERIAIS PARA A LEI DE PARIS .....	128
8.5	SHM.....	129
8.5.1	Monitoramento do Ensaio .....	130
8.5.1.1	Tendências das Respostas do Monitoramento da viga CT.....	133
8.5.1.2	Tendências das Respostas do Monitoramento da viga A2 .....	134
8.5.2	Emissão Acústica.....	136
8.6	VARIAÇÃO DA AMPLITUDE DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES .....	138
8.7	PROGNÓSTICO DO CRESCIMENTO DE TRINCAS POR FADIGA.....	140
8.7.1	Viga <i>CT</i> .....	143
8.7.2	Viga <i>A2</i> .....	146
<b>9</b>	<b>CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES.....</b>	<b>153</b>
9.1	TRABALHOS FUTUROS.....	155

**REFERÊNCIAS.....157**  
**DOCUMENTOS CONSULTADOS.....165**  
**ANEXOS .....166**

## 1 INTRODUÇÃO

A falha abrupta de estruturas pode causar grandes prejuízos tanto humanos quanto financeiros. Após vários navios, como os conhecidos *Liberty Ships*, falharem bruscamente durante a segunda guerra mundial, quando navegando nas águas do Alasca, começou a observar-se uma ligação entre essas fraturas, as trincas existentes no material, e seu mecanismo de propagação. Após esses episódios, vários outros aconteceram, como falhas em aviões *Comet 1*, o que fez com que fossem retirados de circulação. Entre outros casos, podem ser citadas fraturas em turbinas a vapor de grande tamanho e em dutos, onde as fissuras podem propagar-se por quilômetros. A partir destes incidentes, vários estudos foram feitos para identificar o mecanismo de propagação destas fissuras. A esta nova área da ciência deu-se o nome de mecânica da fratura (IPIÑA, 2004).



Figura 1 – 1960 – Aproximadamente 5000 Liberty Ships construídos. Próximo de 1000 falhas catastróficas ocorridas..

Fonte: <http://www.owl.net.rice.edu/~msci301/Spring2006.htm>.

A grande maioria das indústrias privadas ou estatais deseja detectar danos em sua infraestrutura o mais cedo possível antes que uma falha catastrófica possa ocorrer. Isso é um exemplo dos atuais investimentos tecnológicos em SHM - *Structural Health Monitoring* (FARRAR & WORDEN, 2006).

O conceito de manutenção evoluiu da manutenção corretiva (a substituição de elementos de um equipamento era realizado quando os mesmos falhavam ou quebravam), para a manutenção preventiva, onde o componente é trocado após certo número de horas pré-estabelecido, como por exemplo, as horas de voo de um

avião. Este tipo de manutenção eleva os custos da companhia que opera o avião, por troca de componentes de forma desnecessária. Após alguns estudos, comprovou-se que muitos componentes eram trocados mesmo contendo ainda horas úteis de uso. Assim, surge o conceito de manutenção preventiva usando técnicas preditivas onde medições periódicas de vibrações, temperatura e desgaste permitem avaliar a severidade do defeito. Após alguns níveis de vibração, temperatura ou desgaste tiverem sido alcançados, geralmente fixados através de experiência anterior com elementos similares, o componente é substituído. Em todos estes casos, ou técnicas, não existia um modelo de defeito e um modelo para estabelecer com precisão a vida útil remanescente deste componente.

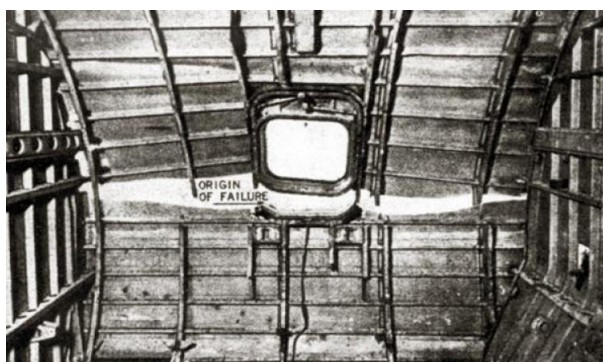


Figura 2: Vista da falha na parte interior do avião Comet 1 originada por um ensaio de pressão.  
Fonte: Ministry of Transport and Civil Aviation.

SHM é uma tecnologia que permite uma manutenção com a melhor relação custo/benefício utilizando meios científicos e experimentais como conceitos de análise de sinais para detecção de danos (FARRAR, et al., 2005). Com esta metodologia, além da redução nos custos de manutenção, pois as peças são substituídas em um momento adequado, obtêm-se benefícios como redução de falhas bruscas, redução no tempo de reparo, redução de estoque de peças sobressalentes e aumento do tempo de vida das peças trabalhando com a margem de segurança adequada.

Após o incidente com a fuselagem do avião da *Aloha Airlines* em 1988, buscou-se através de monitoramento contínuo do carregamento, de conceitos de metalurgia e modelos de predição de falha, estabelecer critérios para verificar a integridade estrutural e impedir que falhas repentinas e catastróficas ocorram (IPIÑA, 2004). A esta área, ainda em desenvolvimento, denomina-se prognóstico de dano (PRESEZNIAK, 2007).

Diversas são as técnicas utilizadas no SHM. Teoricamente nenhuma dessas técnicas passa por todas as etapas, desde a detecção do dano até o cálculo de vida remanescente, com precisão. Isto pode decorrer do fato das etapas serem estudadas separadamente por grupos de pesquisa diferentes, somadas talvez pela baixa interatividade e troca de informações entre esses grupos e o tema multidisciplinar. Essa hipótese pode ser verificada pela quantidade de referências bibliográficas no final deste memorial, as publicações nas mais diversas revistas, com a contribuição de pequenas etapas e metodologias para o SHM.

Em prognóstico de dano de sistemas mecânicos é fundamental o conhecimento preciso do sistema ou estrutura, seja através de modelos matemáticos analíticos ou modelos numéricos equivalentes, por exemplo, de elementos finitos. A aplicação do SHM, monitoramento periódico em campo para determinar o estado atual da estrutura, também tem seu papel fundamental ao realimentar a base de dados provenientes do sensoriamento. Reunindo esse conjunto de informações, é possível prever o tempo de vida residual de um componente mecânico com dano acumulado. Logo, conhecer as características dinâmicas, através de modelos espaciais ou modais de uma estrutura, é fundamental para o prognóstico de dano a partir dos estudos de vibrações. Com estas informações somadas aos carregamentos e condições de contorno monitoradas constantemente é possível apresentar o estado atual da estrutura e, utilizando conceitos de Mecânica da Fratura, realizar uma previsão do crescimento de dano até que a estrutura esteja comprometida.

## 1.1 OBJETIVOS

O objetivo principal deste trabalho foi implementar, de forma numérica e experimental, um processo de prognóstico de danos – identificação de trinca e predição de vida útil remanescente - sobre uma estrutura simples ensaiada em laboratório, visando à sua aplicação futura em estruturas reais em campo.

Os objetivos secundários foram:

- Calibrar um modelo numérico em elementos finitos pela técnica de otimização não linear (TONL) a fim de se obter um modelo numérico equivalente ao sistema real.
- Desenvolver ferramentas de detecção e identificação de trincas.

- Combinar as técnicas de monitoramento (SHM) experimentais, de análise de tensões, análise modal e emissão acústica, para diagnóstico em tempo real.
- Empregar a metodologia proposta por PRESEZNIAK (2007), identificando o dano com uso de dados de medições de vibrações e modelo, numérico por elementos finitos de estrutura com trinca correspondente com o sistema real e, através de conceitos de Mecânica da Fratura, a sua estimativa de vida remanescente.
- Automatizar e gerenciar todas as ferramentas envolvidas no problema multidisciplinar do processo prognóstico de danos.

## 1.2 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

No capítulo 2 deste trabalho, é apresentada uma revisão bibliográfica sucinta com o passar dos anos de algumas técnicas, implementações e experimentações que serviram de inspiração para comparar e combinar algumas práticas e tecnologias existentes na detecção e identificação de dano neste trabalho. O capítulo elucida também sobre algumas práticas do SHM e sua evolução. Todo o assunto abordado descreve uma pequena porção do processo de prognóstico de dano.

Na sequência, o capítulo 3, descreve o processo de prognóstico de dano a partir de uma abordagem geral, que pode ser aplicada a vários sistemas, não somente componentes mecânicos (objeto desse estudo). Descreve também os conceitos de manutenção e a introdução da manutenção prognóstica.

Técnicas de identificação de danos estruturais não destrutivas são cada vez mais estudadas. Uma das primeiras técnicas utilizadas foi baseada em modelos vibracionais como análise modal e funções resposta em frequência. No caso de sistemas com trincas, uma das características mais afetadas pelo aparecimento e crescimento destas é o seu modo de vibração. Desta forma, o conhecimento da metodologia para obtenção dos modos de vibração de uma estrutura é de fundamental importância para o problema. Mudanças na resposta do sistema também são observadas, podendo-se então utilizar estas respostas para a identificação do sistema a partir de um ajuste com modelos numéricos. Portanto, no capítulo 4 apresenta-se a solução do sistema de equações visando obter os



parâmetros modais e a resposta em frequência de uma estrutura trincada com múltiplos graus de liberdade, utilizando um modelo histerético.

O capítulo 5 apresenta conceitos de mecânica da fratura linear elástica, e alguns fundamentos da mecânica da fratura elasto-plástica. Estes são estudos necessários para a compreensão dos mecanismos de fratura, condições de testes válidos para aplicação de equações da mecânica da fratura, e, fundamentais para elaboração do modelo de prognóstico usado neste trabalho.

O capítulo 6 descreve os conceitos aplicados de duas ferramentas que exigem grande esforço computacional para a identificação do sistema com trincas. O Método dos Elementos Finitos (MFE), usado para simulação de respostas do modelo numérico com trincas do sistema, e Algoritmos Genéticos (AG), um algoritmo multivariável e multiobjetivo utilizado para tornar mínimo o erro das respostas do modelo em comparação com o sistema real.

Todos os conceitos, metodologias numéricas-experimentais empregadas, instrumentações e descrição lógica do experimento, necessários para a compreensão dessa dissertação, estão apresentadas no capítulo 7.

E finalmente, o capítulo 8 apresenta os resultados e discussões da abordagem do prognóstico de danos e recomendações de trabalhos futuros.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A existência de trincas em uma estrutura sujeita a cargas cíclicas caracteriza um alerta à integridade estrutural. Nestas últimas décadas, a preocupação com a integridade estrutural tem aumentado continuamente, juntamente com o número de estudos sobre o assunto. Isso ocorre devido à estimativa de vida de projeto de muitas estruturas, sem falhas catastróficas, ainda em funcionamento, e que são viáveis economicamente se mantidas em operação. Atualmente, existe uma variedade de estudos e pesquisas tanto numéricos quanto experimentais sobre o assunto.

O estado de dano de um sistema é descrito em cinco processos ou etapas (RYTTER, 1993). São elas: Detecção, Localização, Tipo, Severidade e Prognose. Estas etapas foram escolhidas para responder as seguintes perguntas:

- Existe um dano no sistema?
- Onde está o dano no sistema?
- Que tipo de dano está presente?
- Qual é a severidade do dano?
- Qual é a vida útil remanescente?

Distribuições de tensões e deformações em estruturas nas proximidades de trincas vêm sendo estudadas extensamente nas últimas duas décadas. A partir destas distribuições de tensões, a mecânica da fratura pode ser usada como uma ferramenta para análise da sensibilidade de elementos estruturais sujeitos a falhas e trincas, (IPIÑA, (2004), ANDERSON, (2005)).

GERBERICH e HARTBOWER, em 1967, realizaram experimentos adquirindo sinais provenientes das ondas de tensões a partir da abertura de trinca medida com acelerômetros, correlacionando por comparação direta o crescimento de trinca com o número de ondas de tensão adquiridas. Esses autores verificaram que a correlação era linear e a inclinação da reta era diferente para os vários tipos de materiais testados.

HILLARY e EWINS (1984) já afirmavam que a estimativa dos esforços devidos à consideração de tensões e deformações apresenta melhores resultados do que os modelos baseados em deslocamentos e acelerações. KOMROWER e PAKSTYS (1984) demonstraram que, ao acrescentar a correlação direta dos dados de tensão ou deformação no modelo numérico, este tende a ser mais robusto do que apenas as

frequências naturais e formas modais de vibração. Uma boa correlação entre os modelos experimentais e numéricos é encontrada para frequências naturais baixas, associadas aos modos globais.

GADÉA (2002) demonstrou que usar os graus de liberdade de rotação juntamente com os graus de liberdade de deslocamento em vigas é mais adequado (deixa o modelo mais robusto), pois melhora a correlação do modelo e a estrutura física com a informação adicional de graus de liberdade. Em muitos casos, as medições de deslocamentos fornecidas pelo processamento de dados dos acelerômetros não oferecem informações suficientes da estrutura. As medições dos graus de liberdade de rotação podem ser feitas indiretamente por meio de extensômetros (GADÉA, 2002).

Uma revisão do estado da arte até 1996 sobre metodologias de teste de vibração para estruturas trincadas é exposta em (DIMAROGONAS, 1996). Sua revisão apresenta o uso de medições de vibração em componentes como vigas, barras, placas, tubulações, pás e cascas.

CHONDROS e DIMAROGONAS (1998) apresentam um modelo matemático para a dinâmica de uma barra livre com uma trinca passante. A trinca foi modelada com flexibilidade contínua usando o campo de deslocamento na sua vizinhança a partir de métodos da mecânica da fratura.

Técnicas de identificação de danos estruturais não destrutivas são cada vez mais estudadas. Uma das primeiras técnicas utilizadas foi baseada em modelos vibracionais como análise modal e Funções Resposta em Frequência (FRF) (*apud* GADÉA, 2002).

Conhecer as características espaciais e/ou modais de uma estrutura é fundamental para a prognose de dano a partir dos estudos de vibrações. Com estas informações, somadas aos carregamentos e condições de contorno monitoradas constantemente, é possível apresentar o estado atual da estrutura e realizar uma previsão do crescimento de dano até que a estrutura esteja comprometida (CHONDROS, et al., 1998, FARRAR & WORDEN, 2007).

A maioria dos modelos encontrados na literatura utiliza uma mola rotacional para representar uma trinca (perda de rigidez) em uma viga. Para obter a resposta em frequência desta viga com trinca, usa-se um modelo de elementos finitos, sendo que a mola é localizada neste modelo no lugar onde supostamente existe a trinca (NANDWANA & MAITI, 1997, CHINCHALKAR, 2001, PRESEZNIAK et al., 2007).

KWON e LEE (2000) publicaram um trabalho do monitoramento de corpos de prova em ensaios de fadiga por emissão acústica e tratamento Wavelet para identificar e parametrizar trincas.

CHONDROS (2001) estudou um modelo analítico contínuo com base na flexibilidade, fundamentada na teoria da mecânica da fratura. As falhas estudadas afetam a resposta dinâmica da estrutura.

GIURGIUTIU (2002) acrescenta a técnica de sensores piezoelétricos em forma de sanduíche. Esse grupo de sensores pode funcionar assemelhando-se a um “radar”, capaz de detectar trincas embebidas nos materiais.

Vários são os autores que mostraram que os modos de vibrar são mais sensíveis do que as frequências naturais para caracterizar danos. Dentre as técnicas que fazem uso dos modos de vibrar destacam-se: *Damage Index Method*, *Mode Shape Curvature Method*, *Strain Energy Method* e *Change in Flexibility Method*. Outra forma de localizar danos através de parâmetros estatísticos consiste em usar o critério de confiança modal, ou MAC - *Modal Assurance Criterion*- e sua correlação COMAC - *CO-ordinate Modal Assurance Criterion* - (ENGELBRECHT, 2000 e PARLOO, et al., 2003).

BAMNIOS *et al.* (2002), DILENA e MORASSI (2004) e DHARMARAJU e SINHA (2005) descreveram que as propriedades de antirressonância podem ser usadas para identificação de trincas. As diferenças entre as frequências naturais com e sem defeitos na estrutura também foram verificadas.

A detecção de trincas usando técnicas de mudanças nas frequências naturais e mudança na amplitude das funções resposta em frequência tem sido utilizada por autores na literatura. Entre muitos, destaca-se o trabalho de OWOLABI *et al.* (2003). NANDWANA e MAITI (1997), ao usar as técnicas mencionadas acima, além de detectar as trincas em estruturas simples, estimaram seus tamanhos.

VANLANDUI *et al.* (2003-b) propuseram uma técnica de monitoramento contínuo de parâmetros modais através de um vibrômetro laser. A partir do conhecimento dos parâmetros modais *on-line* e com um modelo de análise, o surgimento de trincas pode ser detectado. Em outro trabalho, VANLANDUI *et al.* (2003-a) combinaram algumas das várias técnicas de detecção por modos de vibração para determinar trincas em estrutura de vigas.

KHIEM e LIEN (2004) propuseram técnicas de otimização não lineares (TONL) para a detecção, a localização e a estimativa de tamanho de trincas múltiplas a partir

da solução de equações discretizadas por elementos finitos, onde a trinca é aproximada por um elemento de mola rotacional. PATIL e MAITI (2005), ao estudar o mesmo tema, corroboraram experimentalmente a proposta de KHIEM e LIEN (2004).

MA *et al.* (2003) estudaram um modelo de elemento finito Wavelet para análise modal para problemas de singularidade como vigas danificadas por trincas. Trincas múltiplas são propostas no modelo de LI *et al.* (2006). Foram utilizadas também técnicas de ajuste de superfície para estimar as funções de resposta em frequência.

MAJUMDER e MANOHAR (2003) realizaram um estudo de resposta no domínio do tempo para detecção de danos em uma ponte sob carga dinâmica da interação entre veículos e estrutura. Um modelo específico da mecânica do contínuo foi utilizado para equacionamento por elementos finitos.

Na última década, muitos autores estudaram as aplicações das transformadas Wavelet em sinais transientes como os sinais de emissão acústica para localização de trinca em estruturas. JIAO *et al.* (2004) utilizaram esta técnica para encontrar a localização de sinais de emissão acústica em placas com apenas um sensor. DING *et al.* (2004) estudaram as formas de onda e estimativa do tempo de chegada das frentes de onda nos sensores por decomposição Wavelet.

Um estudo de identificação de trincas foi realizado por intermédio de ondas de tensão elásticas no material e medições obtidas com extensômetros, considerada uma técnica não destrutiva importante, pois possui sensibilidade para pequenos defeitos, o que não ocorre com acelerômetros (LI, *et al.*, 2006). A transformada Wavelet foi usada para extrair anormalidades de sinal ocasionadas pelo dano. A orientação da trinca também foi observada.

Duas diferentes vertentes são aplicadas no uso de ondas de tensão elásticas em *Structural Health Monitoring* (SHM); uma passiva e outra ativa. Na abordagem referente ao sistema passivo, os sensores são usados para detectar eventos naturais como crescimento de trinca, sem atuar de forma efetiva na estrutura. A Emissão Acústica (EA) é um exemplo dessa técnica. A abordagem referente ao sistema ativo necessita, além do sensor, de um atuador (cabeçote de ultrassom e placas de cerâmica PZT são exemplos desse último). Os atuadores produzem sinais de excitação de pulsos de vibração e os sensores percebem a mudança da assinatura da resposta. Assim, uma trinca pode ser detectada em uma estrutura (FRANKESTEIN, *et al.*, 2006).

LAW e LU (2005) apresentaram uma proposta de resposta dinâmica com um modelo analítico mais robusto baseado na mecânica do contínuo para formulação do problema de um elemento mecânico com trinca. A solução da equação de movimento do sistema foi resolvida pelo método de NEWMARK (1959). O problema inverso (identificação de trinca) foi resolvido utilizando TONL.

BOLZAN (2006) mostrou a importância do tratamento de transformada Wavelet de sinais não estacionários e a sua vantagem quanto à utilização da Transformada de Fourier Janelada (TFJ).

Em seu trabalho, FRANKESTEIN *et al.* (2006) procuraram desenvolver um monitoramento estrutural diferenciado para componentes de aeronaves. Incluíram pequenos sensores piezelétricos na estrutura para realizar um monitoramento contínuo. Inicialmente, utilizaram uma placa sanduíche de fibra para estudar a propagação de ondas, a localização de impactos e a delaminação do material.

A metodologia *Local Damage Factor* foi apresentada por WANG *et al.* (2006-a). Este método de detecção pode eliminar tanto a severidade não linear do dano e ruído do ambiente e ainda é capaz de determinar presença, severidade e localização do dano estrutural na mesma base de tempo do monitoramento.

WANG e QIAO (2006-b) desenvolveram dois algoritmos de detecção (*Simplified Gapped Smooth Method* e *Generalized Fractal Dimension Method*) para localização de dano em estruturas sob carregamento uniforme.

FARRAR e WORDEN (2006) realizaram um trabalho de revisão da evolução do SHM, descrevendo todo o histórico e evolução com o passar dos anos. Suas principais contribuições foram realizadas nas definições atuais e incorporações de tópicos de outras áreas como o reconhecimento de padrões estatísticos. Maiores informações sobre esta última técnica podem ser encontradas em JAIN *et al.* (2000).

PRESEZNIAK (2007) propôs uma metodologia para identificar trincas em uma viga livre, através de técnicas de otimização não linear. Esta identificação foi realizada comparando uma curva de resposta medida experimentalmente com sua equivalente numérica ajustada por mínimos quadrados. Como resultado deste ajuste, realizado no domínio Wavelet, foram obtidos o tamanho e a localização da trinca. Com a identificação da trinca, definido o estado de cargas e com a aplicação da mecânica da fratura, o autor propôs uma metodologia para estimar o tempo de vida restante da estrutura. Para tal, foi usado um critério de crescimento de trinca baseado na lei de Paris e TONL. Essa metodologia necessita da identificação da

mesma trinca em no mínimo dois ciclos diferentes. O trabalho propôs uma metodologia para carregamento constante, mas deixou muitas lacunas a serem completadas, principalmente na parte experimental.

### **3 PROGNÓSTICO DE DANOS**

#### **3.1 CONCEITO DE MANUTENÇÃO**

A manutenção é “o conjunto de atividades e recursos aplicados aos sistemas e equipamentos, visando a garantir a continuidade de sua função dentro de parâmetros de disponibilidade, de qualidade, de prazo, de custos e de vida útil adequado” (ABNT , 1994). Logo, a manutenção também pode ser caracterizada como um processo que geralmente deve-se iniciar antes da aquisição e que tem como principal função o prolongamento da vida útil do equipamento ou sistema.

Atualmente existem quatro tipos de manutenção. Os tipos mais conhecidos são a manutenção corretiva, a preventiva e a preditiva. O quarto tipo, menos conhecido, é a manutenção prognóstica.

##### **3.1.1 Manutenção Corretiva**

A manutenção corretiva é o tipo de manutenção mais antiga e mais utilizada, e é empregada em qualquer sistema. Segundo a Norma NBR 5462 (1994), manutenção corretiva é “a manutenção efetuada após a ocorrência de uma pane, destinada a recolocar um item em condições de executar uma função requerida”. Ou seja, o equipamento está danificado e são necessários reparos para colocá-lo novamente em operação. Este tipo de manutenção, normalmente implica custos altos, pois a falha inesperada pode potencializar um dano, que, se corrigido, não traria maiores consequências. As paralisações são quase sempre mais demoradas e a insegurança exige estoques elevados de peças de reposição, com acréscimos nos custos de manutenção.

##### **3.1.2 Manutenção Preventiva**

Mitigando os tempos e custos associados à manutenção corretiva, a base da Manutenção preventiva é evitar e prevenir antes que a falha ocorra efetivamente, ou seja, a substituição de peças ou componentes antes que atinjam a idade em que



passam a ter risco de quebra. Tem a estatística como ferramenta de auxílio e é também chamada de manutenção baseada em intervalos/tempo.

A definição da NBR 5462 (1994) para a Manutenção Preventiva é “manutenção efetuada em intervalos predeterminados, ou de acordo com critérios prescritivos, destinada a reduzir a probabilidade de falha ou a degradação do funcionamento de um item”.

### 3.1.3 Manutenção Preditiva

Esse tipo de manutenção é uma evolução da manutenção preventiva e parte disso, se deve à evolução tecnológica por tornar possível estabelecer correlações de diagnósticos de falhas possíveis, através da análise de certos parâmetros de monitoramento. Através do acompanhamento sistemático das variáveis que indicam o desempenho dos equipamentos, define-se a necessidade da intervenção. Essa manutenção privilegia a disponibilidade do equipamento, pois as medições e verificações são efetuadas com este em funcionamento. Mas, apesar desse tipo de manutenção usar modelos estatísticos para “prever” uma possível falha, o intervalo de tempo real que o equipamento ainda teria para a falha é desconhecido, ou seja, há uma incerteza sobre o uso de toda a vida disponível do equipamento. Com base nisso, introduz-se um conceito aprimorado sobre a manutenção preventiva, e que para diferenciar será chamada de manutenção prognóstica.

### 3.1.4 Manutenção Prognóstica

Segue os mesmos princípios da manutenção preventiva, onde se usa o monitoramento contínuo de variáveis em estruturas. Possui por base a modelagem física e matemática reais dos equipamentos, com auxílio de ferramentas computacionais e de ferramentas estatísticas. Deste modo, é possível prever uma falha com baixas incertezas temporais, ou até mesmo controlar o processo produtivo de maneira a adiar o ponto de colapso da estrutura ocasionado por uma falha. Com esta definição, a técnica do prognóstico de danos é apresentada (FARRAR & LIEVEN, 2007).

### 3.2 PROGNÓSTICO DE DANOS

A palavra prognóstico, deriva da palavra em latim *prognosticu* onde, [*pro* = “*antecipado, anterior, prévio*”] e [*gnosticu* = “*alusivo ao conhecimento*”]. Também se costuma dizer (sinonímia) *prognose*, com o mesmo significado.

Logo, Prognóstico de Danos (DP – *Damage Prognosis*), em uma definição sucinta, é a previsão, antecipação da evolução do dano ou falha do sistema em estudo.

A definição do problema de prognóstico de danos inicia-se com três perguntas gerais:

- Quais são as condições de carregamento que causam o dano em questão?
- Quais técnicas devem ser usadas para avaliar e quantificar o dano?
- Uma vez o dano avaliado, qual o objetivo do prognóstico?

Juntamente com o desenvolvimento das respostas às perguntas, deve-se considerar o tamanho e escala de tempo associados com a propagação do dano.

Para FARRAR *et al*, (2005) as condições de carregamento que causam dano, e a subsequente falha, se classificam em três categorias: a primeira categoria é o desgaste gradual, onde o dano se acumula lentamente ao nível do material ou componente, muitas vezes em escala microscópica. Um exemplo disso é a corrosão de componentes estruturais metálicos. A segunda categoria são eventos discretos previsíveis; embora os danos tipicamente ainda se originem na escala microscópica, se acumulam a taxas mais rápidas durante eventos repentinos que podem ser caracterizados *a priori*. A aterrissagem de uma aeronave é vista como um evento discreto previsível que pode vir a acumular danos no trem de pouso ou na estrutura. E, por último, na terceira categoria se encontram os eventos discretos imprevisíveis, onde carregamentos severos e desconhecidos são aplicados no sistema em instantes de tempo também desconhecidos. Muitos fenômenos naturais, tais como terremotos, furacões ou explosões podem produzir tais eventos discretos imprevisíveis.

Após a identificação dos tipos e fontes de dano, torna-se importante determinar quais técnicas deverão ser usadas para a avaliação do dano. A primeira dúvida surge se a avaliação deverá ser feita em tempo real, ou *off-line*, em intervalos discretos. Esta tomada de decisão pode influenciar fortemente a aquisição de dados

e os requisitos para seu processamento, dependendo da técnica de avaliação escolhida. Para eventos discretos e imprevisíveis, recomenda-se sempre uma avaliação em tempo real (FARRAR & LIEVEN, 2007). No entanto, para o dano acumulado gradual, há casos em que a avaliação não precisa ser realizada em tempo real, e, portanto, há muito mais flexibilidade para desenvolver uma técnica de avaliação mais adequada.

Técnicas de avaliação podem ser geralmente classificadas como fundamentadas em modelos físicos ou na base de dados por monitoramento, embora tipicamente uma combinação dos dois possa ser encontrada normalmente. As técnicas fundamentadas em modelos físicos e matemáticos são especialmente úteis para prever o sistema sob novas condições de carregamento e/ou estados de dano. No entanto, estes modelos são computacionalmente mais pesados e complexos do que modelos fundamentados na base de dados (FARRAR & WORDEN, 2007).

Por outro lado os modelos de base de dados, dependem de medições anteriores para avaliar o estado atual de dano, muitas vezes por meio de algum tipo de método de reconhecimento de padrões. No entanto, essas técnicas, apesar de identificarem o dano, não há a possibilidade de quantificar muito bem o seu estado. Tipicamente, o equilíbrio entre os modelos físicos e de base de dados de monitoramento, irá depender da quantidade de dados disponíveis e do nível de confiança e precisão dos modelos físicos (FARRAR, et al., 2005).

Uma vez avaliado o estado de dano, concentra-se o problema abordando o objetivo do prognóstico. O objetivo mais evidente do prognóstico é estimar qual o tempo necessário para operar com segurança, até que seja necessário um reparo, ou que ocorra a falha se o sistema não pode ser reparado. Como os modelos de previsão normalmente possuem mais incerteza associada quando a estrutura responde de uma forma não-linear, FARRAR e LIEVEN (2007) escrevem:

*“an alternative goal might be to estimate how long the system can continue to safely perform in its anticipated environments before one no longer has confidence in the predictive capabilities of the models that are being used to perform the prognosis”*

### 3.2.1 O Processo do Prognóstico de Danos

Os componentes gerais de um processo de prognóstico de danos estão representados na Figura 3 onde o processo foi dividido em porções da modelagem física e da base de dados de monitoramento. O processo de DP começa pela coleta de informações do sistema, incluindo testes e análises que foram realizadas durante o projeto do sistema, bem como reparos de manutenção ou qualquer informação que esteja disponível e seja considerada relevante. Esta informação é usada para desenvolver modelos físico-numéricos iniciais do sistema, bem como para o desenvolvimento do sistema de detecção (modelo com base de dados) que irá ser utilizado para a avaliação dos danos e quaisquer que sejam os sensores adicionais necessários para monitorar as condições operacionais e ambientais (FARRAR & LIEVEN, 2007).

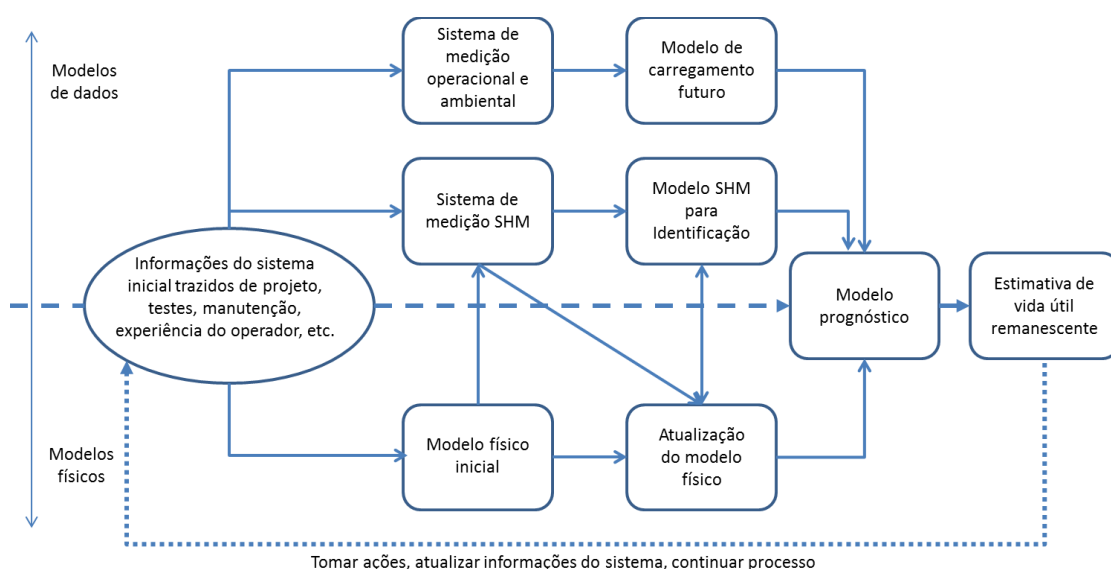


Figura 3 – Processo do prognóstico de danos

Os modelos físicos também são utilizados para definir as propriedades necessárias do sistema de detecção (por exemplo, o tamanho, a localização, a sensibilidade, etc.). Por exemplo, uma compreensão do fenômeno físico associado ao desgaste de engrenagem de helicópteros leva à medição da condutividade do óleo em caixas de transmissão, buscando uma correlação do nível de contaminação metálica após o desgaste e a erosão dos materiais metálicos.

Os modelos físicos possuem muitas limitações, tanto em sensibilidade ao dano quanto às condições de contorno do sistema, um exemplo disso é uma condição de engaste de uma viga. Em geral um estudo de otimização é realizado em paralelo para maximizar a sensibilidade do modelo físico ao dano. Como os dados se tornam disponíveis a partir dos sistemas de detecção, estes podem ser usados para validar e atualizar os modelos físicos. Estes dados, juntamente com as respostas dos modelos físicos, irão processar o SHM onde a existência, localização, tipo e extensão dos danos são quantificados. Os dados dos sensores ambientais e operacionais são usados para desenvolver modelos de base de dados que podem prever a severidade de carregamentos futuros. A saída do modelo de carregamento futuro, modelo SHM, e a atualização do modelo físico, servirão como entrada para uma ferramenta de confiabilidade para estimar a vida útil remanescente do sistema. Um ponto importante ilustrado na Figura 3 é que vários modelos são empregados no processo prognóstico. Além disso, a parte de dados e a parte física do processo não são independentes. A combinação dos modelos físicos e dos modelos de dados é a diferença do processo prognóstico de uma previsão baseada apenas em monitoramento (SHM); a capacidade de prever a vida residual tem por base a utilização de dados de mudanças nas características físicas. Esta forma de processo prognóstico permite um caminho alternativo de cálculo, derivando um sistema redundante e funcional, caso ocorra uma alteração do uso operacional que não tenha sido prevista nas hipóteses de projeto. Finalmente, o processo de solução será sempre iterativo, contando com a avaliação da precisão da previsão do passado para uma melhoria contínua do prognóstico.

O presente trabalho desenvolve uma metodologia de processo prognóstico similar ao modelo de FARRAR e LIEVEN (2007), mas com algumas simplificações por não se tratar de um caso generalizado. O modelo prognóstico usado neste trabalho será apresentado em detalhes no capítulo 7.

## 4 ANÁLISE DE VIBRAÇÕES DE SISTEMAS MECÂNICOS

Em prognóstico de dano é fundamental o conhecimento preciso do sistema ou estrutura, através de modelos matemáticos, e o monitoramento periódico em campo para determinar o estado atual da mesma. Para este fim, são apresentados neste capítulo os conceitos básicos de Dinâmica de Estruturas e Vibrações nos quais este trabalho se apoiará para modelar a viga em análise.

No caso de sistemas com trincas, uma das características afetadas pelo aparecimento e crescimento desta são as Funções Resposta em Frequência (FRFs) do sistema. Desta forma, o conhecimento da metodologia para obtenção dos parâmetros modais de uma estrutura é de fundamental importância para o problema. As FRFs são usadas para a identificação do sistema a partir de um ajuste com modelos numéricos.

No Anexo I, é exposto uma breve teoria sobre amortecimento e equacionamento para sistemas de um grau de liberdade.

É apresentada, a seguir, a solução do sistema de equações visando obter os modos de vibração e a resposta em frequência de uma estrutura com múltiplos graus de liberdade, utilizando um modelo histerético.

### 4.1 PROBLEMA DE AUTOVALORES DE SISTEMA NÃO-AMORTECIDO

Considerando um sistema de múltiplos graus de liberdade, sem amortecimento a equação de movimento pode se escrita como:

$$M\ddot{q}(t) + Kq(t) = f(t). \quad (1)$$

Onde  $M$ , e  $K$  são, respectivamente, as matrizes de massa, amortecimento e rigidez do sistema,  $q(t)$ , e  $\ddot{q}(t)$  são respectivamente os vetores de deslocamento, e aceleração e  $f(t)$  o vetor de forças atuantes no sistema.

Considerando a situação na qual não ocorre excitação externa, o termo de força igual à zero, ( $f(t) = 0$ , vibração livre). Considerando que a resposta é da forma  $q(t) = \phi e^{st}$ , onde  $\phi$  é um vetor qualquer e  $e^{st}$  é sempre não nulo, chega-se a um problema de autovalores e autovetores.

O problema de autovalores de sistema não-amortecido serve como base para um posterior estudo de sistemas com modelo histerético proporcional. Apesar de simplificado, os modos de vibrar são idênticos em ambos os casos. Assim, o problema de autovalores pode ser escrito como:

$$[s^2M + K]\phi = 0. \quad (2)$$

As raízes do polinômio característico, obtidas através do  $\det[s^2M + K] = 0$  do problema da equação (2), ocorrem aos pares e são imaginários puros e conjugados (ESPINDOLA, 1986), como

$$s_j = i\Omega_j,$$

e

$$(3)$$

$$s_j^* = -i\Omega_j.$$

Ao substituir a equação (3) na equação (2), o problema de autovalores torna-se:

$$K\phi = \Omega^2 M\phi. \quad (4)$$

Definindo  $\lambda_j = -s_j^2 = \Omega_j^2$ , com  $j = 1$  a  $n$ , pode-se visualizar, a partir da equação (4), que os autovalores  $\lambda_j$  e  $\lambda_j^*$  são reais e iguais. A solução deste problema conduz diretamente a  $\Omega_j^2$  e  $\phi_j$ , portanto  $n$  autovalores e  $n$  autovetores correspondentes.

O valor de  $\Omega_j^2$  é conhecido como o  $j$ -ésimo autovalor ou frequência natural ao quadrado e  $\phi_j$  é o correspondente autovetor ou modo de vibrar (EWINS, 2000). A matriz de autovalores é única, diferentemente da matriz de autovetores, sendo que a solução continuará sendo válida para quaisquer autovetores proporcionais aos obtidos na solução inicial, devido à condição de singularidade de  $[s^2M + K]$ .

A solução do problema de autovalores pode ser apresentada em forma matricial, como:

$$\Lambda = \begin{bmatrix} \Omega_1^2 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \Omega_j^2 \end{bmatrix}, \quad \Phi = [\phi_{1nx1}, \quad \phi_{2nx1}, \dots, \phi_{n nx1}]_{n \times n} \quad (5)$$

As matrizes da equação (5) representam um modelo modal do sistema não amortecido, matriz espectral e matriz modal, respectivamente, enquanto as matrizes  $M$  e  $K$  são conhecidas como o modelo espacial

Os autovetores são ortogonais às matrizes que os geram e esta é uma característica importante para o cálculo da resposta em frequência. A prova da ortogonalidade pode ser comprovada escolhendo dois autovalores distintos da equação ( 4 ), um autovalor  $i$  e um autovalor  $j$ . Tem-se:

$$\lambda_i = \Omega_i^2 \Rightarrow \Omega_i^2 M \phi_i = K \phi_i \quad (6)$$

e

$$\lambda_j = \Omega_j^2 \Rightarrow \Omega_j^2 M \phi_j = K \phi_j. \quad (7)$$

As equações ( 6 ) e ( 7 ) são pré-multiplicadas por  $\phi_j^T$  e  $\phi_i^T$  respectivamente:

$$\Omega_i^2 \phi_j^T M \phi_i = \phi_j^T K \phi_i \quad (8)$$

e

$$\Omega_j^2 \phi_i^T M \phi_j = \phi_i^T K \phi_j. \quad (9)$$

Considera-se a simetria das matrizes de massa,  $M$  e rigidez,  $K$ , isto é:

$$\phi_j^T M \phi_i = \phi_i^T M \phi_j \quad (10)$$

e

$$\phi_i^T K \phi_j = \phi_j^T K \phi_i. \quad (11)$$

Subtrai-se a equação ( 9 ) de ( 8 ),

$$(\Omega_i^2 - \Omega_j^2) \phi_j^T M \phi_i = 0. \quad (12)$$

Se  $i \neq j$  ( $\Omega_i^2 \neq \Omega_j^2$ ), portanto,

$$\phi_j^T M \phi_i = 0 \quad (13)$$

e

$$\phi_j^T K \phi_i = 0. \quad (14)$$

Prova-se assim que os vetores  $\phi_i$  e  $\phi_j$  são ortogonais em relação a  $M$  e  $K$ .

Se  $i = j$ , as equações ( 13 ) e ( 14 ) são diferentes de zero,



$$\phi_j^T M \phi_i = m_j \quad (15)$$

e

$$\phi_j^T K \phi_i = k_j. \quad (16)$$

E ortonormalizam-se os autovetores  $\phi_i$  por  $\sqrt{m_i}$ , ou seja:

$$\left[ \frac{\phi_1}{\sqrt{m_1}}, \frac{\phi_2}{\sqrt{m_2}}, \dots \right]. \quad (17)$$

No caso de se trabalhar com a matriz de massa ou a matriz de rigidez, os autovetores não ortonormalizados, devem satisfazer a seguinte condição:

$$\Phi^T M \Phi = \text{diag}(m_r)$$

e

$$\Phi^T K \Phi = \text{diag}(k_r).$$

(18)

Ao pré-multiplicar a equação ( 4 ) por  $\Phi^T$  e usar a equação ( 18 ), observa-se que:

$$\text{diag}(\Omega_r^2) = (\text{diag}(m_r))^{-1} \text{diag}(k_r). \quad (19)$$

Tem-se o mesmo na forma matricial:

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Omega_2^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Omega_n^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/m_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/m_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/m_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_n \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Assim,

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Omega_2^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Omega_n^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1/m_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2/m_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_n/m_n \end{bmatrix}. \quad (21)$$

Os parâmetros  $m_r$  e  $k_r$  são denominados massa e rigidez modal do r-ésimo modo (com  $r = 1, n$ ), respectivamente.

Ao ortonormalizar os autovetores pela raiz quadrada da massa modal encontram-se os autovetores ortonormalizados

$$\psi_r = \frac{1}{\sqrt{m_r}} \phi_r. \quad (22)$$

Assim, pré- e pós-multiplicando as matrizes de massa e rigidez, respectivamente, pelas matrizes transposta e não transposta dos autovetores ortonormalizados, verifica-se que:

$$\Psi^T M \Psi = I_n \quad (23)$$

e

$$\Psi^T K \Psi = \text{diag}(\Omega_r^2), \quad (24)$$

onde  $I_n$  é a matriz identidade de ordem  $n \times n$  e  $\Psi$  é a matriz formada pelos autovetores ortonormalizados.

## 4.2 MODELO HISTERÉTICO

Quando uma estrutura real, ou parte dela, é excitada por um movimento harmônico pode não existir proporcionalidade entre a energia dissipada por ciclo e a frequência.

A energia depende de alguma forma da frequência, mas não necessariamente de maneira proporcional (SNOWDON, 1968). Para estruturas ou peças metálicas a dependência da energia dissipada por ciclo depende apenas da frequência.

Os mecanismos de dissipação de energia mecânica de uma estrutura são muitos e complexos (BAVASTRI, 1997).

Uma forma de considerar a dissipação de energia é modificar o modelo viscoso, gerando outros modelos de mais simples manipulação matemática. O modelo de amortecimento histerético surge dessas considerações. Para considerar o modelo histerético, o coeficiente de amortecimento viscoso é substituído por um valor equivalente dado por (ESPINDOLA, 1986):

$$c(\Omega) = \frac{h(\Omega)}{\Omega}, \quad (25)$$

onde o parâmetro  $h(\Omega)$  representa a dissipação de energia do material, cujas características em função da frequência devem ser determinadas experimentalmente

O parâmetro da equação ( 25 ) é obtido comparando a dissipação de energia de um modelo viscoso com sua equivalente do modelo histerético. Como pode ser encontrado em (ESPINDOLA, 1986), a energia dissipada por ciclo de um modelo histerético é dada por:

$$\Delta E = \pi h(\Omega) X^2. \quad (26)$$

Como, para estruturas metálicas, ou peças, a dependência de  $h(\Omega)$  em frequência é discreta, costuma-se, nesses casos, tomar  $h$  constante, de sorte que, aproximadamente:

$$\Delta E = \pi h X^2. \quad (27)$$

Para uma estrutura, ou parte dela, supõe-se, em analogia com o caso viscoso, que inúmeros mecanismos histeréticos estejam distribuídos, de forma que, para uma estrutura excitada em movimento harmônico de frequência  $\Omega$ , a matriz de amortecimento,  $C$ , é:

$$C = \frac{1}{\Omega} H, \quad (28)$$

onde  $H$  é a matriz de amortecimento histerético. É possível verificar que, como  $C$  é simétrica,  $H$  também o será.

Para um sistema discreto de múltiplos graus de liberdade, excitado por um vetor de forças harmônicas de mesma frequência,  $\Omega$ , a equação diferencial fica:

$$M\ddot{q}(t) + \frac{1}{\Omega} H\dot{q}(t) + Kq(t) = f(t). \quad (29)$$

É importante notar as restrições acima: a expressão ( 29 ) é válida apenas quando o segundo membro for um vetor de forças harmônicas, todos de mesma frequência,  $\Omega$ . Isto pode ser explicado, uma vez que, se a excitação possui um espectro de frequências amplo, a variável  $\Omega$  do primeiro membro fica sem sentido. A restrição acima deve ficar bem clara, caso contrário a equação ( 29 ) estará misturando os domínios de tempo e frequência (ESPINDOLA, 1986).

Para poder usar o modelo histerético sem restrições, escreve-se a eq. ( 29 ) no domínio da frequência,

$$[-\Omega^2 M + iH + K]Q(\Omega) = F(\Omega). \quad (30)$$

No caso de  $K$  não ser singular pode-se escrever:

$$K + iH = K(I + iK^{-1}H) = K(I + i\eta), \quad (31)$$

onde a matriz  $\eta$  é chamada de matriz de perda e seus elementos são denominados de fatores de perda.

#### 4.2.1 Problema de Autovalores Modelo Histerético

Considere-se o seguinte problema de autovalores:

$$[K + iH]\phi = sM\phi. \quad (32)$$

Este problema fornece  $n$  autovalores  $s_j$  e  $n$  correspondentes autovetores  $\phi_j$ , com  $j = 1, n$ .

Tanto os autovalores como os autovetores são complexos. Note-se que, como a matriz de rigidez complexa é de fato complexa, não se espera que os autovalores  $s_j$  ocorram em pares conjugados.

As condições de ortogonalidade para o modelo histerético podem ser mostradas como:

$$\phi_j^T M \phi_i = m_j \delta_{ij}$$

e

$$\phi_j^T [iH + K] \phi_i = k_j \delta_{ij}, \quad (33)$$

onde,

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 0 & \text{se } i \neq j \\ 1 & \text{se } i = j \end{cases} \quad (34)$$

Definindo a matriz modal,

$$\Phi \triangleq [\phi_{1nx1}, \phi_{2nx1}, \dots, \phi_{n nx1}]_{n \times n}, \quad (35)$$

as relações de ortogonalidade ficam:

$$\Phi^T M \Phi = \text{diag}(m_j)$$

e

( 36 )

$$\Phi^T [iH + K] \Phi = \text{diag}(k_j).$$

Considere-se novamente a expressão ( 32 ) para o j-ésimo autovetor:

$$[K + iH]\phi_j = s_j M \phi_j. \quad ( 37 )$$

Pré-multiplicando pelo transposto de  $\phi_j$  e tendo em vista as relações ( 33 ), obtém-se:

$$s_j = \frac{k_j}{m_j}. \quad ( 38 )$$

Nota-se que  $m_j$  e  $k_j$ , com  $j = 1, n$ , são, em geral, complexos.

Os autovetores podem ser ortonormalizados, de forma tal que  $m_j = 1$  com  $j = 1, n$ .

Neste caso, a equação ( 38 ) fica  $s_j = k_j$ , numericamente, e a equação ( 36 ) toma a forma:

$$\Psi^T M \Psi = I$$

e

( 39 )

$$\Psi^T [iH + K] \Psi = \text{diag}(s_j).$$

Da primeira equação de ( 39 ) pode-se deduzir que a inversa da matriz modal é dada por:

$$\Psi^{-1} = \Psi^T M. \quad ( 40 )$$

#### 4.2.2 Resposta em Frequência

Para se encontrar a solução de um sistema de múltiplos graus de liberdade de um modelo histerético, faz-se a seguinte transformação:

$$Q(\Omega) = \Psi^T P(\Omega) \quad ( 41 )$$

Ao levar  $Q(\Omega)$  à expressão ( 30 ) e pré-multiplicar por  $\Psi^T$  obtém-se

$$[-\Omega^2 I + \text{diag}(s_j)]P(\Omega) = N(\Omega), \quad ( 42 )$$

com

$$N(\Omega) = \Psi^T F(\Omega). \quad (43)$$

Para a  $j$ -ésima componente de  $N_j(\Omega)$ , vale a seguinte expressão:

$$N_j(\Omega) = \sum_{r=1}^n \Psi_{rj} F_r(\Omega). \quad (44)$$

A expressão (42) representa um sistema de equações desacoplado do tipo,

$$(-\Omega^2 + s_j) P_j(\Omega) = N_j(\Omega), \quad (45)$$

onde a  $j$ -ésima a coordenada principal é dada por:

$$P_j(\Omega) = \frac{N_j(\Omega)}{(-\Omega^2 + s_j)}. \quad (46)$$

Nota-se que a equação (41) pode ser escrita da seguinte forma:

$$Q(\Omega) = \sum_{j=1}^n \Psi_j P_j(\Omega). \quad (47)$$

Das equações (44), (46) e (47), a resposta no domínio da frequência na  $k$ -ésima coordenada devido a uma força associada à  $s$ -ésima coordenada generalizada é dada por:

$$Q_k(\Omega) = \sum_{j=1}^n \frac{\Psi_{kj} \Psi_{sj}}{(-\Omega^2 + s_j)} F_s(\Omega). \quad (48)$$

O produto no numerador da expressão (48) é denominado constante modal, e é definido como:

$$^j A_{ks} = \Psi_{kj} \Psi_{sj}. \quad (49)$$

O termo que relaciona, na equação (48), a resposta e a excitação é denominado receptância ou resposta em frequência do sistema:

$$\alpha_{ks}(\Omega) = \sum_{j=1}^n \frac{^j A_{ks}}{(-\Omega^2 + s_j)}. \quad (50)$$

A receptância, equação ( 50 ), pode receber uma forma mais elaborada, como pode ser visto na continuação.

Viu-se que  $s_j = k_j$ , ou

$$s_j = \Psi_j^T K \Psi_j + i \Psi_j^T H \Psi_j. \quad (51)$$

Como os autovetores são complexos, os produtos acima também o serão. Como  $s_j$  tem unidade de frequência circular ao quadrado, vide equação ( 50 ), é conveniente representá-lo como parte real e imaginária, assim:

$$s_j = \Omega_j^2 i h_j, \quad (52)$$

ou,

$$s_j = \Omega_j^2 (1 + i \eta_j), \quad (53)$$

onde,

$$\eta_j = \frac{h_j}{\Omega_j^2}. \quad (54)$$

A  $\Omega_j$  atribui-se o nome de frequência natural do j-ésimo modo, a  $\eta_j$  fator de perda modal do j-ésimo modo e  $h_j$  é o coeficiente modal de histerese.

Com esta nova notação a receptância assume a seguinte forma:

$$\alpha_{ks}(\Omega) = \sum_{j=1}^n \frac{j A_{ks}}{\Omega_j^2 - \Omega^2 + i \Omega_j^2 \eta_j}. \quad (55)$$

A expressão ( 50 ) é geralmente a mais usada em problemas de identificação, enquanto que esta última é mais adequada à discussão do comportamento do sistema. Importante também notar que o modelo matemático proposto na identificação de parâmetros utiliza os autovetores ortonormalizados pela matriz de massa.

Em forma matricial, a partir da equação ( 30 ), e trabalhando no espaço modal, a receptância em coordenadas físicas do sistema é dada por:

$$\alpha(\Omega) = \Psi D_0^{-1} \Psi^T, \quad (56)$$

onde,

$$D_0 = \text{diag}(\Omega_j^2 - \Omega^2 + i\eta_j\Omega_j^2). \quad (57)$$

#### 4.2.3 Discussão Complementar

A função resposta em frequência, sendo o quociente de duas transformações (resposta e excitação) é, necessariamente, uma função hermitiana da frequência, entendendo como função hermitiana:

$$\alpha_{ks}(-\Omega) = \alpha_{ks}^*(\Omega). \quad (58)$$

Entretanto as expressões ( 50 ) ou ( 55 ), construídas para o modelo histerético não são hermitianas e, portanto, não podem ser rigorosamente consideradas funções resposta em frequência (ESPINDOLA, 1986). De fato, a transformada inversa de ( 50 ) ou ( 55 ), se existe, não será uma função real do tempo e sim complexa, pelo fato dessas funções não serem hermitianas.

Até o momento, mostrou-se a função resposta em frequência, ou receptância, como a razão entre a resposta em deslocamento da estrutura e a sua excitação. Para encontrar uma correlação entre a receptância, equação ( 55 ), e outros tipos de FRF's, como a mobilidade (dada através da velocidade) ou a inertância (obtida através da aceleração), basta-se realizar derivadas temporais da receptância.

Ao aplicar a Transformada de Fourier na equação de movimento, onde  $q(t)$  é o vetor de deslocamentos,  $q(t) = Q(\Omega)e^{i\Omega t}$ , e realizando a derivada primeira tem-se:

$$\dot{q}(t) = i\Omega e^{i\Omega t} \dot{Q}(\Omega),$$

mas,

( 59 )

$$\dot{q}(t) = v(t) = V(\Omega)e^{i\Omega t} = i\Omega Q(\Omega)e^{i\Omega t}.$$

onde,  $v(t)$  é o vetor de velocidades no tempo, derivada do vetor de deslocamentos e  $V(\Omega)$  representa esse mesmo vetor, mas no domínio da frequência (EWINS, 2000).

Ao reorganizar a equação ( 59 ), e seguindo os passos para dedução da equação ( 55 ), é possível encontrar a mobilidade, uma FRF obtida através da velocidade da resposta do sistema pela força de excitação:



$$Y(\Omega) = i\Omega\alpha_{ks}(\Omega), \quad (60)$$

onde  $Y(\Omega)$  representa a mobilidade.

Da mesma forma, a inertância pode ser encontrada como:

$$A(\Omega) = -\Omega^2\alpha_{ks}(\Omega), \quad (61)$$

onde  $A(\Omega)$  representa a inertância, também uma FRF, mas obtida através da aceleração da resposta do sistema pela força de excitação. A inertância é uma das formas mais comuns de medição de FRF de sistemas, pois os dados provenientes de acelerômetros já estão em unidades de aceleração.

#### 4.2.4 Obtenção Experimental das FRFs

A FRF é uma função de transferência e funciona como um operador linear que relaciona a resposta da estrutura a uma solicitação imposta. Experimentalmente, a FRF é estimada pela razão entre o espectro da resposta da estrutura e o espectro da solicitação. Como os sinais experimentais estão normalmente impregnados por ruídos inerentes ao processo experimental, desenvolveram-se diversos estimadores de FRF. Na prática esta estimativa é feita usando conceitos de processamento de sinais aleatórios e empregando-se conceitos básicos de estatística. Toda esta área é conhecida como Análise Espectral (EWINS, 2000).

A meta de análise espectral é descrever a distribuição da potência do sinal na frequência com base em um conjunto finito de amostras.

Um dos estimadores espectrais clássicos da FRF é o estimador  $H_1$  definido como (EWINS, 2000):

$$H_1(\Omega) = \frac{S_{fx}(\Omega)}{S_{ff}(\Omega)}, \quad (62)$$

onde,  $S_{fx}(\Omega)$  é a densidade espectral de potência (PSD) cruzada dos sinais de entrada e saída e  $S_{ff}(\Omega)$  a auto PSD do sinal de entrada. Este estimador é utilizado principalmente quando o ruído afeta mais os sinais de resposta. Outro estimador usual é o  $H_2$ , usado quando o ruído afeta mais o sinal de entrada (EWINS, 2000):

$$H_2(\Omega) = \frac{S_{xx}(\Omega)}{S_{xf}(\Omega)}, \quad (63)$$

onde,  $S_{xx}(\Omega)$  é a auto PSD do sinal de saída. Um estimador espectral de FRF's mais genérico é o  $H_3$ , usado quando o ruído afeta tanto os sinais de entrada quanto os sinais de saída (EWINS, 2000),

$$H_v(\Omega) = \sqrt{H_1(\Omega)H_2(\Omega)}. \quad (64)$$

#### 4.3 MÉTODOS DE IDENTIFICAÇÃO MODAL

Atualmente existe uma grande diversidade de publicações técnicas sobre análise modal experimental, e isto se deve ao rápido avanço de ferramentas como a Transformada Rápida de Fourier (FFT – *Fast Fourier Transform*), o desenvolvimento de potentes analisadores de vibração, computadores e instrumentação que em geral permitem o processamento e armazenamento de um volume de dados muito grande, entre outros.

Uma das primeiras classificações para os métodos de identificação modal é analisar o domínio em que se realizam os mesmos, no tempo ou na frequência. Os métodos no domínio da frequência são amplamente usados, mas problemas associados com resolução em frequência, vazamento e alta densidade modal motiva o uso dos métodos no domínio do tempo, como uma alternativa promissora (EWINS, 2000).

Existem prós e contras no uso de cada um dos domínios. De um modo geral, os modelos no domínio do tempo tendem a fornecer melhores resultados quando existe uma ampla faixa de frequência ou um número grande de modos nos dados mensurados. Por outro lado, os modelos no domínio da frequência tendem a fornecer os melhores resultados quando a faixa de frequência de interesse é limitada e o número de modos é relativamente pequeno.

Tanto os métodos no domínio do tempo, quanto os métodos no domínio da frequência podem ainda ser subdivididos em diretos e indiretos. Nos métodos ditos indiretos a identificação das FRF's é fundamentada no modelo modal, ou seja, nas frequências naturais, razões de amortecimento e constantes modais. Por outro lado,

no método direto a identificação está baseada no modelo espacial, isto é, sobre a equação matricial do equilíbrio dinâmico, que é a equação primitiva, origem da dedução de todos os métodos.

Continuando com a classificação, os métodos diretos e indiretos podem ser classificados de acordo com o número de graus de liberdade do sistema de estudo. Análises com um único grau de liberdade são chamadas de SDOF (*Single Degree Of Freedom*) e correspondentes para vários graus de liberdade, MDOF (*Multi Degrees Of Freedom*) (EWINS, 2000).

Geralmente, quando um sistema é testado, várias curvas de FRF's são adquiridas. Estas FRF's são o resultado de excitar a estrutura em cada ponto selecionado e de medir a resposta em várias posições ao longo da mesma. Alguns métodos de análise modal somente podem ser aplicados a uma única FRF de cada vez. Esses são denominados de métodos de única entrada / única saída (SISO – *Single Input/Single Output*). Outros métodos permitem que várias FRF's sejam analisadas simultaneamente, com respostas tomadas em vários pontos sobre a estrutura, mas usando uma excitação pontual. Esses são denominados métodos globais ou métodos de única entrada e múltiplas saídas (SIMO – *Single Input/Multiples Outputs*). Esta categoria supõe que as frequências naturais e razões de amortecimento não variam de uma FRF para outra, considera-se que elas são propriedades globais da estrutura e, assim, deveria ser possível obter um conjunto único e consistente daquelas propriedades processando várias FRF's ao mesmo tempo. Finalmente, existem métodos que podem processar simultaneamente todas as FRF's disponíveis obtidas de posições de resposta de várias excitações. Esses métodos são denominados de polireferência ou múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO – *Multiples Inputs/ Multiple Outputs*) (apud SOEIRO, 2001).

#### 4.3.1 Método da Amplitude de Pico

Dentre os vários métodos existentes, um dos mais simples e fáceis de ser implementado é o Método da Amplitude de Pico com a técnica da banda de meia potência. Este método foi usado no trabalho, por se obter diretamente as frequências naturais, de fácil implementação e porque não houve a necessidade de precisão no cálculo do amortecimento. Isto se justifica, pois os valores de

amortecimento para cada frequência natural serviram como valores iniciais, ou entradas no algoritmo de otimização. Por outro lado, esta técnica não é muito precisa podendo ser utilizada para obter os valores iniciais do algoritmo de otimização.

O método e suas premissas estão apresentados no Anexo II.

## 5 TÓPICOS DE MECÂNICA DA FRATURA

Um projeto tolerante a defeitos assume que uma estrutura só pode ser considerada segura quando for possível garantir que ela resistirá às cargas e sobrecargas de serviço durante toda a sua vida operacional, de forma previsível e repetitiva, tolerando todas as trincas que possam não ter sido detectadas durante a última inspeção que tenha sido submetida. (FREIRE, et al., 1994). Apesar de sua lógica evidente, esta filosofia só começou a ser exigida por normas de projeto no quarto final do século XX. Segundo CASTRO e MEGGIOLARO, (2010), provavelmente a primeira aplicação compulsória ocorreu devido à queda de um caça F-111 em 1969 após apenas 104 horas de voo. A ruptura do suporte da sua asa esquerda durante um voo de treinamento foi o que causou o acidente.

A mecânica da fratura é uma área nova comparada a outras áreas na ciência dos materiais. Ela começou a se desenvolver após vários incidentes já comentados no primeiro capítulo deste trabalho, no período moderno, durante e após as guerras mundiais, ou seja, século XX, nas quais estruturas falharam de forma frágil, mesmo quando estavam carregadas muito abaixo das cargas estimadas em projeto. Nesta época os engenheiros adotavam coeficientes de segurança cada vez maiores na tentativa de mitigar as falhas catastróficas.

A mecânica da fratura tem por base quantificar a combinação crítica de três elementos: as tensões mecânicas, o tamanho de trinca e a tenacidade à fratura do objeto de estudo.

A tenacidade à fratura é uma propriedade do material que pode ser entendida como a resistência do material ao crescimento/propagação de trincas antes da sua fratura catastrófica.

A Figura 96 expõe uma comparação entre a abordagem da mecânica da fratura e a tradicional abordagem da resistência dos materiais. São abordagens complementares e necessárias, mas a mecânica da fratura é a que pode trazer um incremento da confiabilidade da integridade estrutural com baixos coeficientes de segurança, pois a abordagem da resistência dos materiais adota critérios muito conservativos.



Figura 4 – Abordagens: a) Resistência dos Materiais b) Mecânica da Fratura.

Sabe-se que toda estrutura possui trincas em alguma escala, por se tratar de uma estrutura real de engenharia. Mas, em muitos casos, as técnicas de inspeção conhecidas podem não detectar trincas de tamanhos pequenos. Uma dúvida pode ser levantada: se esta trinca é originária do crescimento de uma micro-trinca da estrutura, somente agora identificada pelo equipamento devido a sua resolução, ou se sempre esteve presente, e, portanto não gerando problemas de crescimento. Um fator que pode agravar nestes casos é o crescimento lento da trinca ocasionado por fadiga ou pela estrutura estar exposta a intempéries ou um meio quimicamente agressivo.

Se durante o gerenciamento de uma estrutura não for considerado o efeito de danos, trincas, por exemplo, só se pode garantir a sua segurança quando a estrutura for isenta de defeitos. Neste caso, uma abordagem da resistência dos materiais é satisfatória. Em todos os outros casos, a segurança só pode ser garantida se qualquer defeito que possa não ser detectado numa dada inspeção não puder crescer até atingir o seu tamanho crítico, antes que seja descoberto e corrigido numa próxima inspeção. Para este caso usa-se uma abordagem da mecânica da fratura (CASTRO & MEGGIOLARO, 2010).

Devido a estes fatos, observa-se a importância da teoria da mecânica da fratura que busca encontrar uma base racional para combinações entre os três vértices do triângulo da Figura 96, evitando combinações críticas entre tamanho de trinca, tensões e resistência do material ao crescimento de trinca.

A mecânica da fratura possui diferentes abordagens que são dependentes do comportamento do material estudado, como por exemplo (IPÍÑA, 2004):

- Linear elástico: Modos de abertura I, II e III; estado plano de tensões / deformações;
- Não-linear: Elástico não-linear; elastoplástico; plástico; dependente do tempo.

E também segundo o mecanismo de falha:

- Fratura frágil ou dúctil;
- Fadiga;
- Influência do meio ambiente;
- Fluência lenta;
- Desgaste.

Para aços com alta resistência, usa-se a abordagem linear elástica, quanto para aços de baixa e média resistência, usa-se a abordagem elasto-plástica ou completamente plástica (ANDERSON, 2005).

A Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE) é válida apenas enquanto a deformação de um material não linear está restrita a uma pequena região em torno da ponta da trinca. É estabelecida esta hipótese para o comportamento do material utilizado neste trabalho, portanto, uma condição suficiente para a abordagem da MFLE.

Neste capítulo também serão vistos a posteriori alguns comentários da Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP), introduzindo o conceito da integral  $J$ , uma vez que seu uso corroborou para o desenvolvimento deste trabalho e finalmente alguns esboços da propagação de trinca por fadiga.

## 5.1 MECÂNICA DA FRATURA LINEAR ELÁSTICA

### 5.1.1 Balanço Energético de Griffith

Em 1913, INGLIS, demonstrou que entalhes elípticos numa grande placa possuem um fator de concentração de tensão  $K_t$  proporcional a  $\sqrt{a/\rho}$ , onde  $a$  é o tamanho da trinca e  $\rho$  é o raio de curvatura da ponta da elipse. Mas não explica porque as peças trincadas não quebravam ao serem carregadas já que o valor de  $K_t$  tende ao infinito quando a distância mensurada da ponta da trinca tende a zero.

Alan Arnold Griffith, na década de 20, recorreu a um princípio mais forte, ao supor que a propagação de trincas, como qualquer outro fenômeno físico, deveria obedecer à lei de conservação de energia (GRIFFITH, 1920).

O balanço energético de Griffith relaciona a energia liberada durante o crescimento da trinca com a energia necessária para gerar novas superfícies de trincas. Assim, o crescimento instável da trinca ocorrerá se a energia liberada durante o crescimento for maior que aquela absorvida durante a formação de novas superfícies. Griffith utilizou vidro em suas experiências, um material frágil, mas, na grande parte dos materiais, uma parcela da energia é absorvida pelo processo de plastificação, sendo então esta teoria comprovada apenas para materiais que possuem comportamento elástico antes da propagação da trinca.

Considerando uma placa infinita, como na Figura 5, com comprimento de trinca  $2a$  e sujeita a uma tensão uniforme aplicada no infinito, o balanço energético de Griffith para um incremento de área de trinca  $dA$ , é expresso segundo:

$$\frac{dE_T}{dA} = \frac{d\Pi}{dA} + \frac{dW_s}{dA} = 0, \quad (65)$$

onde:

$E_T$  é a energia total do sistema;

$\Pi$  é a energia potencial da placa;

$W_s$  é a energia de formação das superfícies da trinca.

Continuando o desenvolvimento do trabalho de Inglis, Griffith demonstrou ainda que

$$\Pi = \Pi_0 - \frac{\pi\sigma^2 a^2 B}{E}, \quad (66)$$

onde:

$\Pi_0$  é a energia potencial da placa sem trinca;

$B$  é a espessura da placa.

$W_s$  é igual ao produto da energia elástica de superfície do material, definida pela variável  $\gamma_s$ . Logo a nova superfície de área da trinca é:

$$W_s = 2(2aB\gamma_s). \quad (67)$$

A tensão de fratura é obtida substituindo as equações (66) e (67) em (65):



$$\sigma_f = \left( \frac{2E\gamma_s}{\pi a} \right)^{1/2}. \quad (68)$$

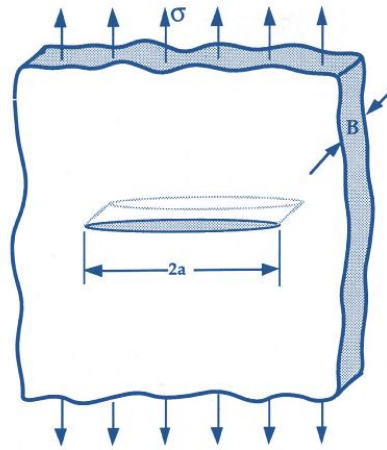


Figura 5 – Sistema proposto por Griffith.

Fonte: (ANDERSON, 2005).

A equação ( 68 ) é válida para estado plano de tensões; modificando-a para estado plano de deformações, tem-se:

$$\sigma_f = \left[ \frac{2E\gamma_s}{\pi a(1 - \nu^2)} \right]^{1/2}, \quad (69)$$

onde  $\nu$  é o coeficiente de Poisson do material.

Estas relações encontradas são válidas, tal qual especificado anteriormente, somente para materiais nos quais não é observada deformação plástica na ponta trinca, ou seja, materiais extremamente frágeis que não representam a grande parte dos materiais utilizados na engenharia.

Devido a esta restrição, nos trabalhos de IRWIN (1948) e OROWAN (1949), foi proposta uma modificação para se levar em conta os materiais elasto-plásticos. Introduzindo-se o trabalho plástico  $\gamma_p$  que sempre se observa na ponta da trinca em materiais utilizados na engenharia, sendo também materiais frágeis, a eq. ( 68 ) torna-se:

$$\sigma_f = \left[ \frac{2E(\gamma_p + \gamma_s)}{\pi a(1 - \nu^2)} \right]^{1/2}. \quad (70)$$

Esta correção foi realizada adicionando à energia superficial  $2\gamma_s$  um fator  $2\gamma_p$  que representa a energia de deformação plástica absorvida no processo de fratura.

Desta forma, a relação da equação ( 70 ) pode ser escrita de uma forma mais geral como:

$$\sigma_f \sqrt{a} = \left[ \frac{2E w_f}{\pi(1 - \nu^2)} \right]^{1/2}, \quad (71)$$

onde  $w_f$  é a energia de fratura, que pode incluir efeitos de plasticidade, viscoelasticidade ou viscoplasticidade, dependendo do material.

Este fator, que representa a deformação plástica, possui aproximadamente uma ordem três vezes superior ao fator da energia superficial. Segundo Irwin (1948) e Orowan (1949), quando a região plástica é pequena em comparação com o tamanho de trinca e a espessura da peça, esta teoria linear elástica pode ser empregada, modificando somente o termo da energia absorvida.

Portanto, o termo de consumo de energia na propagação de trinca não é mais a geração de novas superfícies, mas sim a deformação plástica do material. Irwin, (1956), definiu a energia absorvida para propagar a trinca ou tenacidade do material,  $G$ , que é a taxa de alívio da energia potencial armazenada no sistema por unidade de área de trinca. Deste modo seria possível elaborar uma teoria que relacionasse o comportamento experimental dos materiais a fratura.  $G$  é obtida da derivada do potencial total e dada por:

$$G = - \frac{d\Pi}{dA}. \quad (72)$$

Para a placa infinita da Figura 5, a taxa de alívio é dada por:

$$G = - \frac{\pi \sigma^2 a}{E}. \quad (73)$$

A partir da equação ( 72 ), tem-se no momento da fratura, um valor crítico para  $G$ , denominado  $G_c$  que é uma propriedade do material, sendo função da temperatura e do estado termomecânico. Este parâmetro é definido por:

$$G_c = 2w_f G. \quad (74)$$

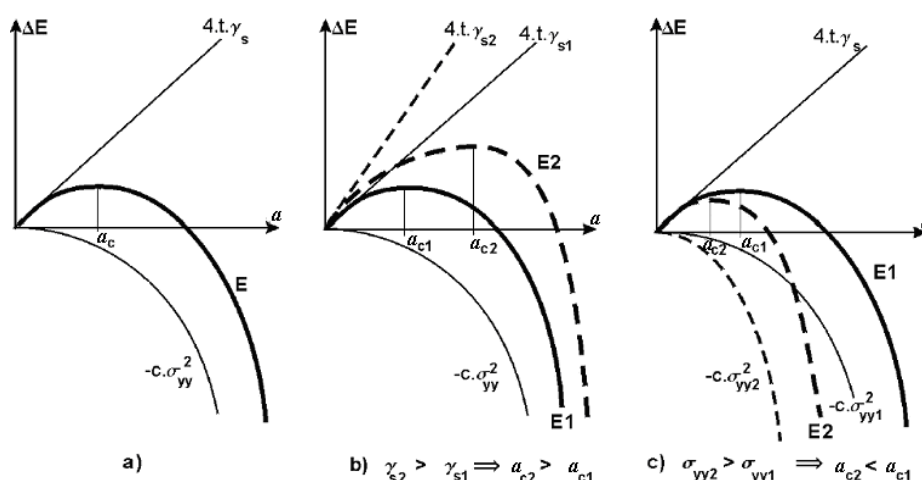


Figura 6 – Energias disponível e absorvida com crescimento de trinca.

Fonte: (IPIÑA, 2004).

A Figura 6 representa graficamente os termos de energia disponível e absorvida em função do tamanho de trinca (IPIÑA, 2004). Verifica-se que a energia absorvida pode ser representada por uma reta de inclinação positiva partindo da origem. A energia disponível pode ser representada por uma parábola de curvatura negativa também partindo da origem. A soma destas duas curvas atinge um máximo para um tamanho de trinca crítico  $a_c$ . A partir deste tamanho, a taxa de energia disponível passa a ser maior que a absorvida, causando a propagação da trinca.

Utilizando um material, com maior tenacidade à fratura, Figura 6-b, observa-se que a reta da energia absorvida, cujas características dependem do material, passa a ter um coeficiente angular maior, deslocando com isso, o tamanho crítico de trinca para valores maiores.

Considerando maiores tensões, observa-se que a parábola da energia disponível, que é dependente do carregamento, possui um crescimento maior, reduzindo com isso o tamanho crítico de trinca.

Desta forma, o tamanho crítico de trinca está associado a um determinado material e a um determinado estado de tensões.

### 5.1.2 Modos de Aberturas de Trincas

Existem 3 tipos de movimentos relativos das superfícies das trincas; estes movimentos relativos podem ser de tração, cisalhamento ou torção, que representam respectivamente os modos I, II e III na Figura 7. Cada um desses modos está associado a um tipo básico de campo de tensões na vizinhança da ponta da trinca. Qualquer problema de deformação da ponta da trinca pode ser tratado como uma combinação desses modos de deslocamento. Mas dentre os modos, relacionados ao crescimento de trincas por fadiga, o mais importante é o modo I, pois corresponde à fratura da grande maioria das peças trincadas.

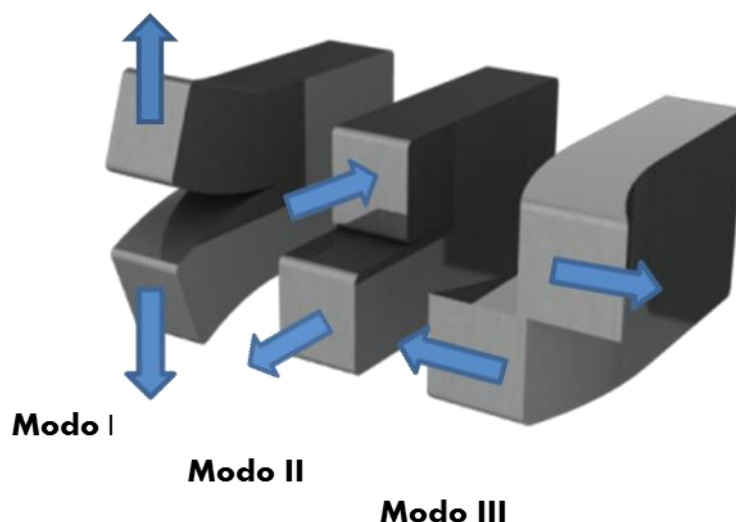


Figura 7 – Três modos de carregamento que podem ser aplicados em uma trinca.

### 5.1.3 Fator de Intensidade de Tensões

IRWIN (1957) e WILLIAMS (1957-b), em desenvolvimentos independentes, mas chegando às mesmas conclusões, introduziram na MFLE um parâmetro chamado fator de intensidade de tensões,  $K$ , que caracteriza a trinca ao quantificar o campo de tensões em torno da trinca em uma peça predominantemente elástica.

Cada modo apresentado na Figura 7 está associado a um fator de intensidade de tensões:  $K_I$  para o modo I,  $K_{II}$  para o modo II e  $K_{III}$  para o modo III. O valor crítico de  $K_I$ ,  $K_{Ic}$  é uma propriedade do material chamada de tenacidade à fratura.

A partir da análise de um estado plano de tensões realizada por Westergaard, (1939) e Irwin, (1957-a), considerando um material isotrópico, homogêneo e linear, foi encontrado que as tensões na ponta da trinca poderiam ser calculadas por um desenvolvimentos em série:

$$\sigma_{xx} = \frac{K \cos\left(\frac{\theta}{2}\right)}{\sqrt{2\pi r}} \left[ 1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] + \dots ; \quad (75)$$

$$\sigma_{yy} = \frac{K \cos\left(\frac{\theta}{2}\right)}{\sqrt{2\pi r}} \left[ 1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] + \dots ; \quad (76)$$

$$\tau_{xx} = \frac{K \cos\left(\frac{\theta}{2}\right)}{\sqrt{2\pi r}} \left[ \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] + \dots , \quad (77)$$

onde  $r$  e  $\theta$  são coordenadas polares de um ponto qualquer em relação à ponta da trinca, conforme apresentado na Figura 8, e  $K$ , sendo  $k\sqrt{\pi a}$ , por convenção.

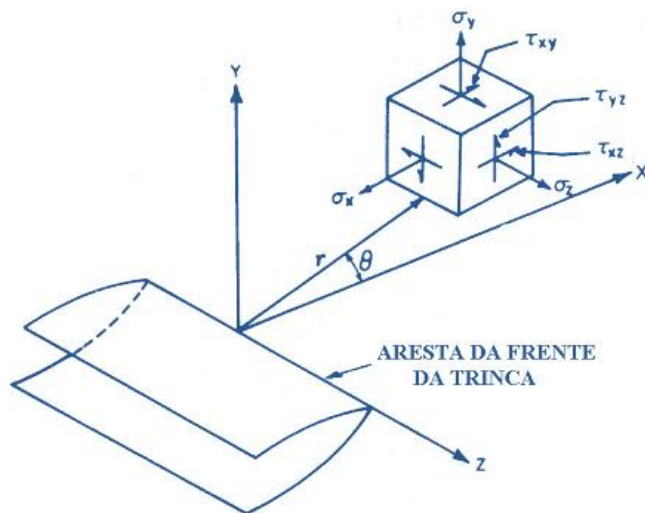


Figura 8 – Coordenadas polares de um ponto qualquer em relação à ponta da trinca.  
Fonte: (IPINA, 2004).

Observa-se, nas equações acima, que se  $r$  tende a zero, o valor da tensão tende a infinito. Neste caso, pode haver deformação plástica na ponta da trinca, e, portanto, as equações de Westergaard-Irwin podem não descrever corretamente as tensões nesta região.

Segundo ANDERSON (2005), adotando apenas  $K$  para a identificação da trinca, o valor de intensidade de tensão pode ser diretamente relacionado com a

carga nominal aplicada,  $\sigma$ , com a raiz quadrada do tamanho da trinca,  $a$ . A forma geral de apresentação do fator de intensidade de tensão pode ser dada por:

$$K = \sigma\sqrt{\pi a}f, \quad (78)$$

onde  $f$  é um parâmetro que depende da geometria da peça, condições de carregamento, forma e orientação da trinca.

#### 5.1.4 Relação Entre Fator de Intensidade de Tensões e Taxa de Alívio de Energia

A partir do princípio dos trabalhos virtuais, apresentado no trabalho de Irwin (1957-b), chegou-se a relações entre  $K$  e  $G$  da forma:

$$G_I = \frac{K_I^2}{E'}; \quad (79)$$

$$G_{II} = \frac{K_{II}^2}{E'}; \quad (80)$$

$$G_{III} = \frac{1 + \nu}{E'} K_{III}^2, \quad (81)$$

onde  $E' = E$  para estado plano de tensões e  $E' = E/(1 + \nu)$  para estado plano de deformações.

Em geral pode-se escrever:

$$G_I = \frac{K_I^2}{E'} + \frac{K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{2G}, \quad (82)$$

onde  $G$  é o módulo de cisalhamento.

Na Figura 9 encontra-se a representação gráfica da tensão em função da distância à ponta da trinca. No gráfico, verifica-se uma singularidade, pois se  $x$  tende a zero a tensão tende a infinito, o que na prática não ocorre.

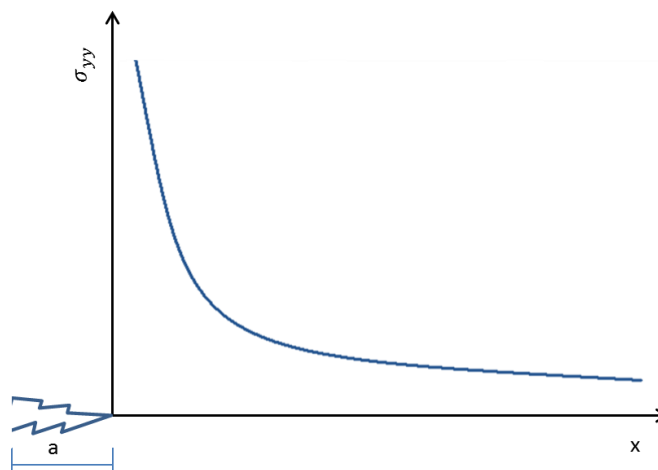


Figura 9 – Tensões versus distância da ponta da trinca.

#### 5.1.5 Limitações do Critério $K_{Ic}$

O modelo da MFLE, como o próprio nome sugere, considera a teoria da elasticidade linear. Portanto, para que este critério seja aplicado em materiais reais que possuam um comportamento linear, existem ainda outros limites que devem ser conhecidos e especificados:

- Efeito da deformação plástica;
- Efeito do tamanho da peça

##### 5.1.5.1 Efeito da deformação plástica

A presença de plasticidade na ponta da trinca pode vir a modificar a solução geral na MFLE como pode ser observado na Figura 10.

Se a região afetada pela deformação plástica é pequena, os conceitos de mecânica da fratura linear elástica continuam válidos, entretanto, uma correção dos efeitos plásticos podem ser inseridos no o tamanho de trinca, equação ( 83 ), dado por  $a_{eff}$  (IPIÑA, 2004):

$$a_{eff} = a + r_y, \quad (83)$$

onde  $r_y$  é o raio da região deformada plasticamente e pode ser obtido aproximadamente mediante a substituição da tensão de escoamento na eq. ( 75 ). O ângulo  $\theta$  considerado é zero. Desta forma, o raio da região plástica é dado, para estado plano de tensão, por (IPIÑA, 2004)

$$r_y = \frac{1}{2\pi} \left( \frac{K_I}{\sigma_e} \right)^2. \quad (84)$$

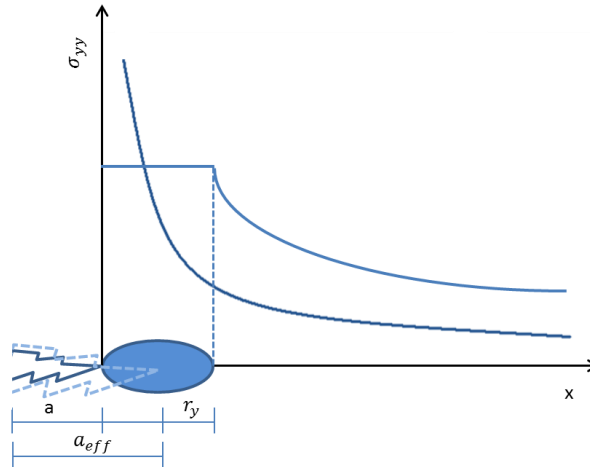


Figura 10 – Tensões versus distância da ponta da trinca com deformação plástica <sup>1</sup>.

Para estado plano de deformação, o raio passa a ser dado por (IPIÑA, 2004)

$$r_y = \frac{1}{6\pi} \left( \frac{K_I}{\sigma_e} \right)^2, \quad (85)$$

onde  $\sigma_e$  é a tensão de escoamento.

A Figura 11 mostra resultados de uma análise por elementos finitos. LARSSON, (1980) apresentou uma distribuição de tensões em relação à distância da ponta da trinca, onde é possível observar que a tensão máxima não está na ponta da trinca como é previsto pela solução elástica no material.

Para as aplicações em estados planos de deformação, um resultado é considerado válido se o raio da deformação plástica for inferior a 2% que qualquer dimensão característica da estrutura, de tal forma que:

$$a, B, W - a \geq 2,5 \left( \frac{K_{Ic}}{\sigma_e} \right)^2, \quad (86)$$

onde  $a$  é tamanho da trinca,  $B$  a espessura do corpo de prova e  $W - a$  o ligamento remanescente da altura do corpo de prova.

<sup>1</sup> Curvas fora de escala para comparação, pois, para plasticidade em pequena escala, as curvas são muito próximas.



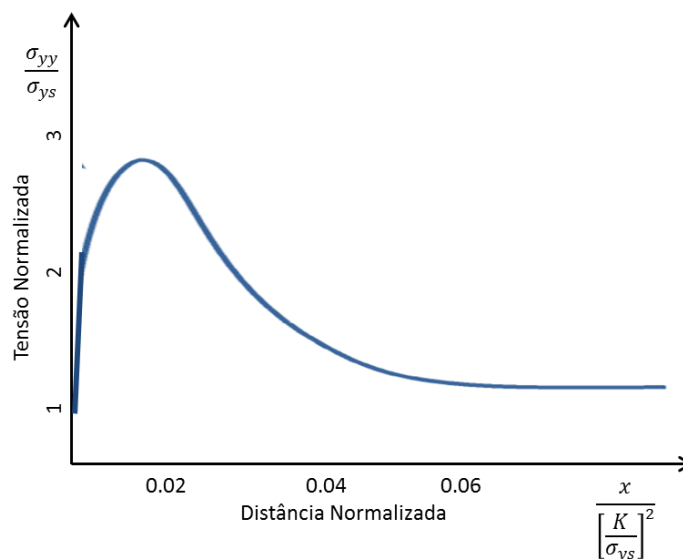


Figura 11 – Tensões versus distância da ponta da trinca obtida por elementos finitos, Larsson (1980).

#### 5.1.5.2 Efeito do tamanho da peça

Corpos de prova de mesmas características materiais, mas com diferentes espessuras podem variar sua tenacidade se comparadas entre si. Este fenômeno pode ser observado na Figura 12.

O efeito da espessura pode ser verificado ao realizar uma análise do estado de tensões através do círculo de Mohr na ponta de uma trinca em diferentes espessuras. Observa-se na Figura 13 que na superfície (ponto A), se tem um estado plano de tensões, o que faz com que a deformação ocorra com tensões mais baixas, enquanto que no interior na trinca (ponto B), se tem estado plano de deformações, ou seja, um estado triaxial de tensões que faz com que a deformação ocorra com tensões mais altas.

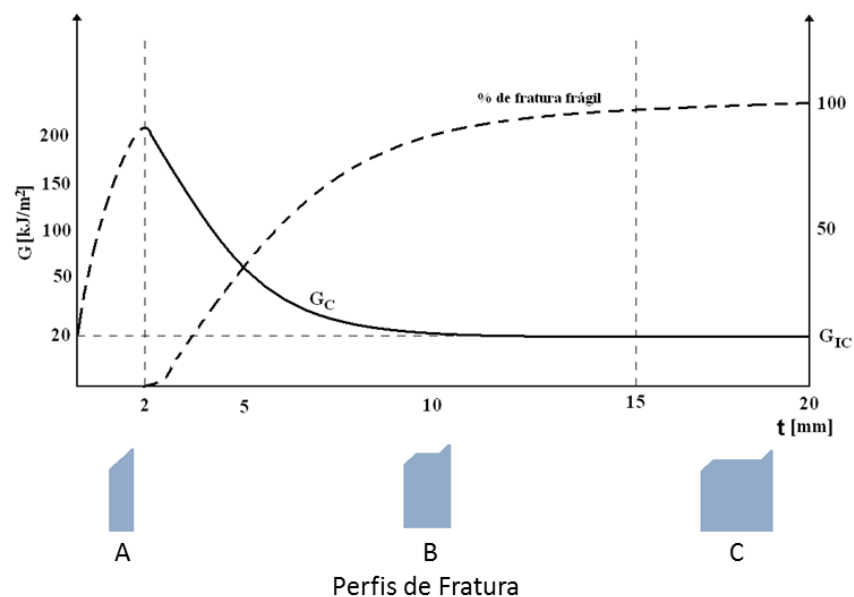


Figura 12 – Efeito do tamanho dos corpos de prova na tenacidade à fratura.

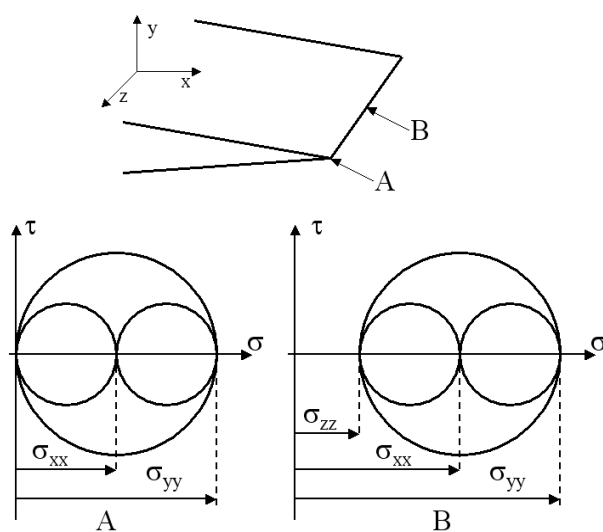


Figura 13 – Estado plano de tensões em (A) e de deformações em (B).

Fonte: (IPIÑA, 2004).

Através da Figura 14, verifica-se que ao atuar um estado plano de tensões na superfície, o raio da região deformada plasticamente é maior que o raio deformado plasticamente em uma região controlada por um estado plano de deformações. Este conceito pode ser visualizado tridimensionalmente na Figura 15.

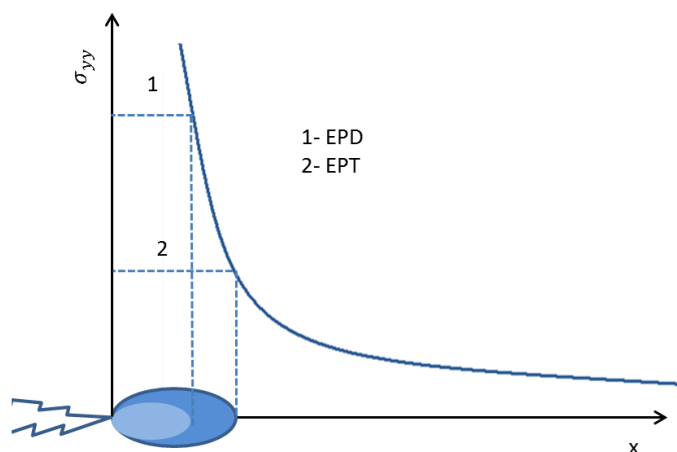


Figura 14 – Efeito dos estados planos de tensão e deformação na região plastificada.

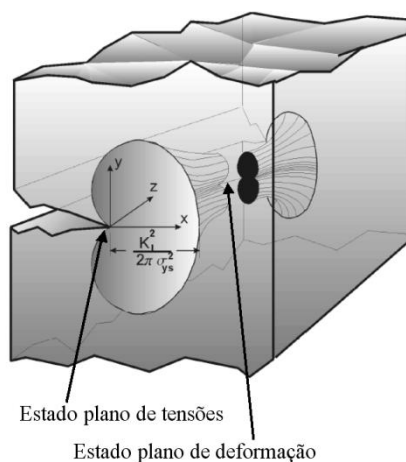


Figura 15 – Região deformada plasticamente na ponta da trinca.

Fonte: (IPIÑA, 2004).

## 5.2 MECÂNICA DA FRATURA ELASTO-PLÁSTICA

A Mecânica da Fratura Linear Elástica pode ser aplicada somente quando a deformação não linear do material for confinada a uma pequena região ao redor da ponta da trinca. Em muitos casos é praticamente impossível caracterizar o comportamento à fratura pela MFLE e a Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP) é aplicável em várias dessas situações. Dentre os parâmetros elasto-plásticos mais usados estão o CTOD (*crack tip opening displacement*) e a integral  $J$ . Estes parâmetros descrevem condições da trinca para materiais elasto-plásticos e podem ser usados como critério de falha.

### 5.2.1 A Integral J

Rice, em 1968 introduziu a integral  $J$  como a integral de um caminho em torno da ponta da trinca, independente do percurso utilizado, desde que se inicie em uma face e termine em outra face da trinca.

A integral  $J$  é definida em relação a um eixo local de coordenadas cuja origem está na ponta da trinca. (Vide Figura 16). A equação matemática para  $J$  é:

$$J = \int_{\Gamma} \left[ W n_x - \sigma_{ij} \eta_j \frac{\partial u_i}{\partial x} \right] d\Gamma \quad (87)$$

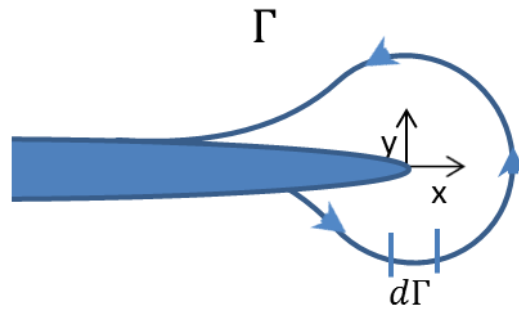


Figura 16 – Caminho arbitrário em torno da trinca.

onde,

$W = \int_0^{\varepsilon_{ij}} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij}$ , é a energia de deformação por unidade de volume;

$u_i$  representa o vetor de deslocamentos;

$\eta_j$  são os cossenos diretores do caminho  $\Gamma$ .

Se considerada a MFLE, ou seja, para materiais com comportamento elástico, a integral  $J$  é numericamente igual à taxa de alívio  $G$  e, portanto, também pode ser expressa em função de  $K$  através da equação ( 88 )

$$J = G_I = \frac{K_I^2}{E'}. \quad (88)$$

Uma das maneiras mais fáceis de estimar a integral  $J$  é através do campo de tensões no entorno da trinca determinada pelo método dos elementos finitos. Vale lembrar que uma estimativa correta para  $J$  depende da precisão dos modelos em elementos finitos utilizados, principalmente no caso da MFEP.

### 5.3 CRESCIMENTO DE TRINCAS POR FADIGA

Segundo ASM HANDBOOK (1996), a fadiga é uma alteração estrutural progressiva, localizada e permanente que ocorre em materiais submetidos a repetidas ou flutuantes tensões nominais, normalmente inferiores ao limite de escoamento em carregamento estático do material. Os danos por fadiga são causados pela simultânea ação de tensões cíclicas, tensões de tração e deformação plástica. A deformação plástica localizada resultante das tensões cíclicas é responsável pela nucleação de trincas e as tensões trativas pelo crescimento destas trincas até que elas atinjam um tamanho que exceda a tenacidade à fratura do material e o componente entre em colapso. Se qualquer uma das três condições não estiverem presentes o componente não irá sofrer degradação por fadiga.

Existem muitos parâmetros que afetam a resistência dos componentes estruturais à fadiga. Segundo diversos autores, esses parâmetros são relativos às solicitações, geometria, propriedades dos materiais e ambiente externo. Os parâmetros de solicitação incluem estados de tensões, razão entre os fatores de intensidade de tensões máximo e mínimo, carregamentos constantes ou variáveis, frequências ou tensões máximas. A geometria da estrutura influencia principalmente o gradiente das tensões e os fatores de intensidade de tensões. As propriedades mecânicas e metalúrgicas caracterizam o comportamento do material. Os parâmetros do ambiente externo incluem temperaturas e agressividade do ambiente.

A fadiga de materiais começou a ser estudada durante o século XIX, quando começaram a se observar falhas em eixos de componentes ferroviários mesmo quando estes estavam trabalhando com tensões abaixo das críticas para carregamentos estáticos. Assim, neste caso as falhas foram apontadas como sendo originadas pela natureza cíclica do carregamento e foram definidas como fadiga.

Whöler, em 1860, propôs uma solução simples para este problema. Introduziu o conceito de limite de fadiga, uma propriedade material. Ele estudou a vida a fadiga em diferentes amplitudes de carga, Figura 17, e verificou que esta aumentava para amplitude de tensões mais baixas, e abaixo de um valor limite, o componente não sofria mais colapso, ou seja, era considerado que a peça tinha vida infinita.

No início do século posterior, a compreensão do processo de fadiga evoluiu, onde o dano gradual em materiais sujeitos a cargas variáveis foi considerado. Portanto se fez necessário dividir o processo de fadiga em etapas de tempo

definidas, desde a iniciação de trincas, passando pelo seu crescimento até a fratura do componente.

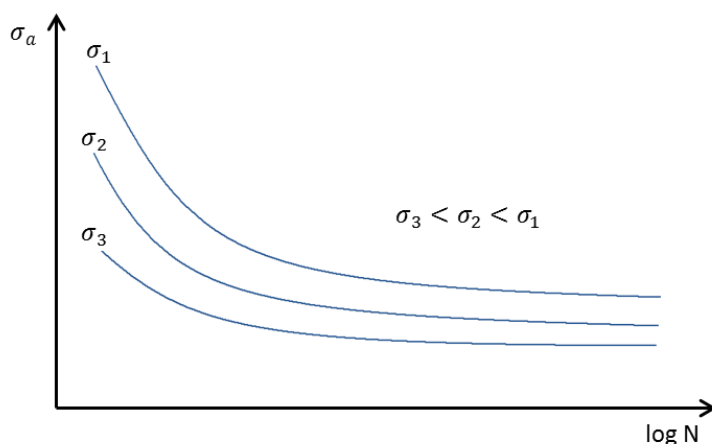


Figura 17 – Efeito da tensão média sobre o número de ciclos.

Portanto, para o processo de fadiga catastrófica existem três etapas características: A iniciação da trinca, a sua propagação e finalmente a fratura. A fratura é a etapa final e necessita de uma combinação entre tensão, tamanho da trinca, geometria e tenacidade do material.

Devido aos processos de fabricação, muitas estruturas ao serem produzidas já possuem trincas inerentes em sua estrutura, como é observado em estruturas soldadas por exemplo. Os ensaios de laboratório sobre corpos de prova polidos visam determinar a iniciação de trincas e posteriormente seu crescimento, algo que pode não ser observado em peças reais.

### 5.3.1 Iniciação da Trinca

Uma trinca é formada geralmente em regiões onde se concentram deformações plásticas devido a um carregamento, que são geralmente regiões onde há defeitos superficiais na peça. As trincas também podem ser nucleadas na interface de uma inclusão na matriz do material. Logo, algo que é relevante para iniciação da trinca é o acabamento superficial.

O aparecimento de bandas de deslizamento, Figura 18, originam a concentração de deformações produzindo inclusões e exclusões.

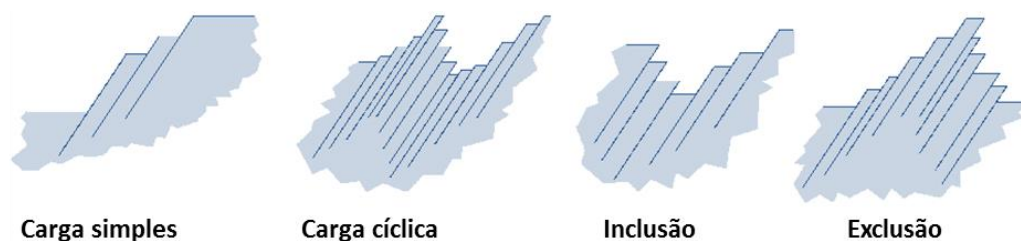


Figura 18 – Esquema de inclusões e exclusões.

Fonte: (IPIÑA, 2004).

Em fadiga de alto ciclo o processo de iniciação de trinca consome a maior parte dos ciclos até a fratura, sendo o tempo deste processo reduzido com a presença de entalhes, altas tensões localizadas e pela influência do meio ambiente, conforme à Figura 19, onde o oxigênio é absorvido, e durante a compressão, dissolvido no material.

Uma maneira de prolongar o processo de nucleação da trinca no material é a inserção de tensões residuais de compressão na superfície como, por exemplo, através de jateamento, laminação ou tratamentos termoquímicos.

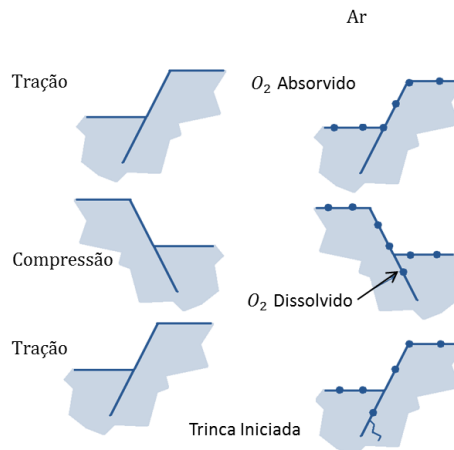


Figura 19 – Influências do meio ambiente na etapa I.

Fonte: (IPIÑA, 2004).

### 5.3.2 Crescimento da Trinca

O crescimento da trinca é feito em incrementos finitos de acordo com os ciclos de cargas, sendo realizado em modo I de abertura da trinca, conforme apresentado na Figura 7.

Durante o processo de crescimento, a região deformada plasticamente na ponta da trinca impede o retorno no material deformado elasticamente criando tensões residuais, onde estas tensões residuais atingem o valor da tensão de escoamento por compressão em uma fração da região deformada plasticamente. Assim, em cada ciclo de carga, uma nova deformação do material será observada, porém em sentido contrário.

PARIS *et al*, (1960) e (1961), mostraram em seus trabalhos que o parâmetro que controla a propagação das trincas por fadiga é a variação do fator intensidade de tensão  $\Delta K$ , e não somente o nível da tensão mecânica aplicada como se era suposto.

Em seus trabalhos, PARIS *et al*, (1960) e (1961) mensuraram o tamanho da trinca e o número de ciclos correspondente ao seu tamanho, representando estes dados em gráfico de acordo com a Figura 20.

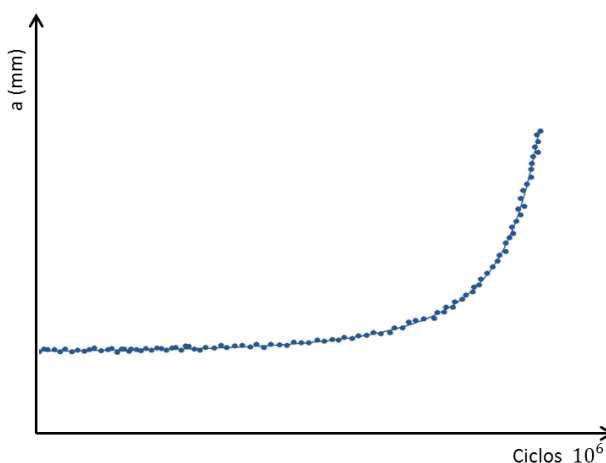


Figura 20 – Tamanho da trinca *versus* número de ciclos.

Para cada ponto  $a$  de tamanho de trinca, calculou-se o valor da inclinação da curva,  $da/dn$ . Com os valores crescentes da trinca e os dados das cargas mínimas e máximas constantes, Paris também calculou os valores de  $\Delta K$ .

Verifica-se que, quando  $da/dn$  e  $\Delta K$  são representados graficamente em uma curva log-log, (Figura 21), é possível dividir esta curva em três regiões distintas.



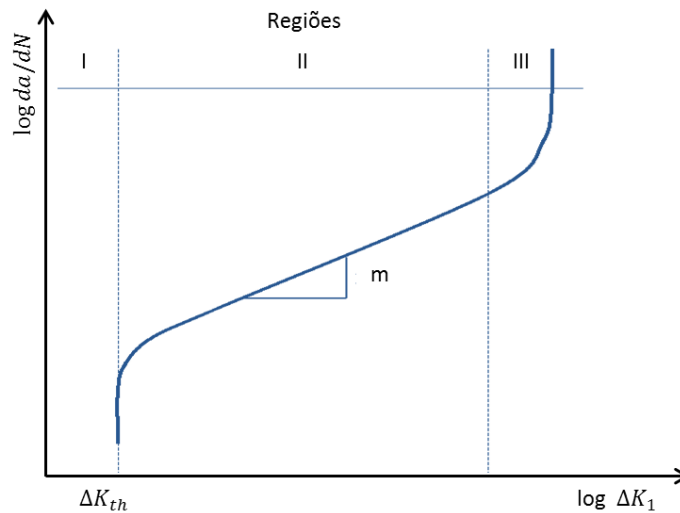


Figura 21 – Curva log-log de velocidade de crescimento de trinca em função da variação do fator de intensidade de tensão.

A região I tem como principal característica inicial um limiar de propagação, abaixo do qual os carregamentos não influenciam no crescimento da trinca, ou seja, a trinca não propaga e não existe dano acumulado com o passar do tempo em uma peça. Este limiar recebe o nome de limiar de propagação de trincas por fadiga e é indicado por  $\Delta K_{th}$ .

A região I vai do limiar  $\Delta K_{th}$  até taxas de  $10^{-10}$  a  $10^{-9}$  m/ciclo, quer dizer, até taxas da ordem de um espaçamento atômico por ciclo (diâmetro atômico  $\sim 0,3\text{nm}$ ). O crescimento da trinca geralmente é descontínuo.

A trinca cresce aumentando sua taxa de crescimento logarítmico até um valor constante, entrando na região II, onde se observa uma relação linear entre os logaritmos de  $da/dn$  e  $\Delta K$ , através da qual Paris obteve a equação ( 89 ), conhecida como lei de Paris:

$$\frac{da}{dn} = C \Delta K^m. \quad (89)$$

As constantes  $C$  e  $m$  podem ser obtidas pela reta da região II da Figura 21. Nesta etapa, as taxas de crescimento estão na ordem de  $10^{-10} \sim 10^{-9}$  a  $10^{-6} \sim 10^{-4}$  m/ciclo, ou de cerca de um espaçamento atômico até da ordem de um tamanho de grão por ciclo. Geralmente as “marcas de praia” observadas em microscópios, são constituídas nesta região. A regra de propagação  $da/dn$  é controlada pelas deformações cíclicas que acompanham as pontas das trincas de fadiga, e é pouco

sensível à microestrutura, à carga média, a frequência e à espessura da peça. Nesta fase a gama das deformações cíclicas dependem principalmente de  $\Delta K$ .

Na região III ocorre um aumento da velocidade de crescimento de trinca devido à superposição dos mecanismos de propagação dúcteis (cavitação e coalescência de vazios) ou frágeis (clivagem). A quantidade de ciclos desta região III corresponde a poucos ciclos e nesta região  $K_I$  se aproxima de  $K_{IC}$ .

Assim, em materiais que possuem uma extensa região II, a lei de Paris é útil para descrever o crescimento da trinca em função da variação do fator de intensidade de tensões.

Além da lei de Paris existem outras correlações empíricas entre de  $da/dn$  e  $\Delta K$ , como Paris-Erdogan (PARIS & ERDOGAN, 1960), Forman (FORMAN, et al., 1967), Collipriest (COLLIPRIEST, et al., 1973) e (BARSOM & ROLFE, 1987). Algumas correlações atendem a região I e região III, e não somente a região II, como ocorre na lei de Paris. Mas, por questões de simplificação da metodologia proposta, somente a lei de Paris será abordada neste trabalho.

### 5.3.3 Determinação da Vida Remanescente

A partir da lei de Paris, equação ( 89 ), com a relação de integração de  $da/dn$  é possível de se obter a seguinte equação (IPIÑA, 2004):

$$n = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{C(\Delta K^m)}, \quad (90)$$

onde  $a_f$  é o tamanho final da trinca,  $a_i$  o tamanho inicial,  $n$  o número de ciclos e,  $m$  e  $C$  são constantes da Lei de Paris.

Supondo um  $\Delta K$  constante e retirando-o da integral, a equação ( 90 ) pode ser desenvolvida da forma<sup>2</sup>

---

<sup>2</sup> Como o fator de forma é fortemente dependente do tamanho de trinca, esta hipótese pode ser empregada na integração por incrementos finitos do comprimento de trinca. Desse modo o erro não é grande.

$$n = \frac{2}{(m-2)C\pi^{\frac{m}{2}}\Delta\sigma^m Y^m} \left[ \frac{1}{a_i^{\frac{m-2}{2}}} - \frac{1}{a_f^{\frac{m-2}{2}}} \right], \quad (91)$$

onde  $m \neq 2$ , pois há uma indeterminação matemática. Assim, é possível determinar a vida remanescente a partir da identificação de uma trinca, do conhecimento de seu tamanho crítico e dos parâmetros da lei de Paris.

Na Tabela 1 são expressos parâmetros da equação de Paris extraídos da literatura para aço comum de baixo carbono.

Tabela 1 – Parâmetros da equação de Paris

Aços	$C$	$m$
<b>Ferríticos-Perlíticos</b>	$6.9 \cdot 10^{-12}$	3
<b>Martensíticos</b>	$1.35 \cdot 10^{-10}$	2.25

Fonte: (ASM HANDBOOK, 1996).

#### 5.3.4 Outras Considerações

Sobrecarga: O modelo até então apresentado é válido para situações onde o  $\Delta K$  não varia bruscamente com o crescimento de trinca. Uma característica importante da aplicação de uma sobrecarga moderada, é que esta faz com que a velocidade de propagação durante os ciclos seguintes seja reduzida, isto ocorre por vários fatores, como o arredondamento da ponta da trinca por uma plastificação, produção de tensões de compressão ou o fenômeno de fechamento da trinca (IPIÑA, 2004).

Através destes conceitos é possível ajustar as equações até aqui descritas a fim de permitirem uma determinação ainda mais precisa do crescimento de trinca por fadiga mesmo sobre efeitos de variação de cargas.

#### 5.4 CÁLCULO DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES E DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DA TENACIDADE À FRATURA

Existem diversos métodos para se determinar o valor do Fator de Intensidade de Tensões,  $K_I$ , sendo métodos teóricos e experimentais. Entre os teóricos pode-se citar o princípio da superposição, o método dos elementos finitos, método dos

elementos de contorno. Entre os métodos experimentais pode-se citar o método do *unloading compliance*, fotoelasticidade e velocidade de crescimento por fadiga.

Para a determinação do método teórico, diversos *Handbooks* de Mecânica da Fratura trazem algumas soluções para diferentes casos. Através do princípio da superposição, as diversas soluções podem ser combinadas para obter o carregamento aplicado na estrutura.

A determinação experimental da tenacidade à fratura segue métodos normalizados, ASTM-E399 e E1820, para possibilitar a comparação entre resultados provenientes de diferentes laboratórios que utilizam as normas.

Os corpos de prova normalizados recebem um entalhe, a partir do qual uma trinca é criada por fadiga. Com a trinca criada, é aplicado um carregamento no corpo de prova e é medida a abertura da trinca. O carregamento é aumentado até se observar instabilidade.

Com o valor da carga, na MFLE, através da instabilidade pode-se calcular um valor provisório da tenacidade, isto somente se a curva carga *versus* deslocamento tender a uma reta. Este valor provisório passa ser o valor da tenacidade quando for verificado que a dimensão da região deformada plasticamente é inferior a 2% das dimensões características do corpo de prova.

## 5.5 APLICABILIDADE DOS CONCEITOS

Toda a teoria explicada nesse capítulo visa proporcionar uma introdução aos conceitos aplicados no desenvolvimento desta dissertação quais sejam:

- Cálculo do fator de intensidade de tensões para condições proporcionadas através da MFLE;
- Aplicação da integral  $J$  no método de elementos finitos para cálculo de  $G_I$ ;
- Modelagem da lei de crescimento de trinca em função da carga, geometria e tenacidade à fratura do material;
- Aplicação dos conceitos de mecanismos de fratura, principalmente de crescimento por fadiga, *etc.*
- Introdução do conceito de tamanho tolerável de trinca a partir do tamanho crítico de trinca dado pela tenacidade à fratura do material.

## 6 TÉCNICAS AUXILIARES

### 6.1 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

O Método dos Elementos Finitos (MEF) foi utilizado nessa dissertação para obtenção de resultados empregando o software comercial *ANSYS® Multiphysics™*. Nesta ferramenta, é empregada a linguagem APDL - *ANSYS® Parametric Design Language*, para auxiliar na construção do arquivo de dados para a análise de elementos finitos. A partir do modelo criado no *ANSYS® Multiphysics™*, é possível realizar uma análise dinâmica (análise modal), onde se tem como resultado as frequências naturais e modos de vibrar. Os resultados de deslocamentos e tensões são obtidos a partir de uma análise estática e que, conseqüentemente, possibilita o cálculo do fator de intensidade de tensões.

#### 6.1.1 Modelagem de um Sistema com Trinca

A análise de fratura pelo MEF pode ser encarada como um problema onde há a combinação do cálculo de tensões com o cálculo dos parâmetros de mecânica da fratura. Nesse trabalho haverá somente a abordagem linear elástica do cálculo de tensões.

A modelagem por elementos finitos na região trincada do componente requer uma atenção especial por causa da existência de grandes gradientes de tensão ao entorno da ponta da trinca. Na Figura 22, mostra-se uma modelagem em elementos finitos 2D e 3D de componentes trincados. Vide detalhes do refino da malha usada na região próxima à trinca.

A natureza exata dos campos de tensão é dependente do material, da geometria e de outros fatores. Assim, uma malha refinada é necessária para se calcular a brusca variação dos campos de tensão e deformação na região em torno da ponta da fissura. Para problemas lineares elásticos, os deslocamentos perto da extremidade da trinca variam na dependência de  $\sqrt{r}$ , onde  $r$  é a distância da ponta da trinca. Nessa região, as tensões e deformações são singulares, variando de acordo com  $1/\sqrt{r}$ . Essas proporcionalidades são observadas nas equações de Westergaard – Irwin, comentadas no capítulo 5, eq. ( 75 ) - ( 77 ).

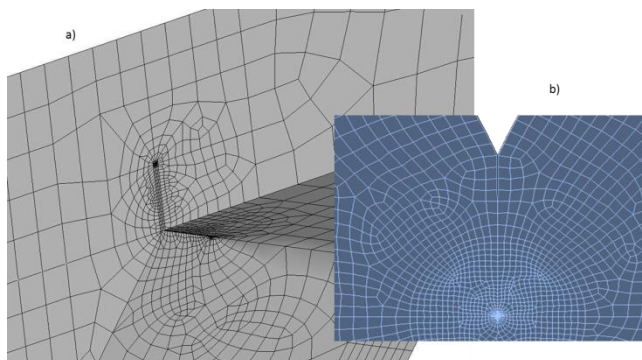


Figura 22 – Detalhe da modelagem em elementos finitos para a região trincada - a) Modelo 3D. – b) Modelo 2D.

Para produzir a singularidade nas tensões e deformações, a malha na ponta da trinca deve ter determinadas características:

- As faces da trinca devem ser próximas ou coincidentes.
- Os elementos em torno da extremidade da trinca devem ser quadráticos. Na degeneração do elemento na ponta da trinca, os nós do meio são colocados no ponto de singularidade chamado de *quarter-point*. Portanto, esses elementos são singulares (Figura 23).

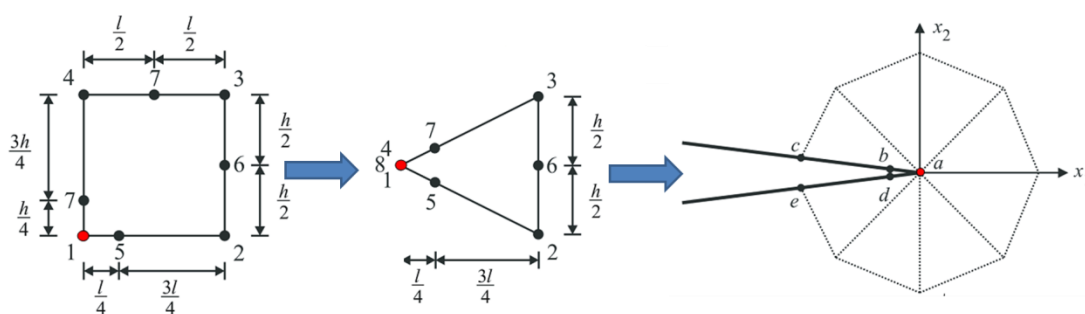


Figura 23 – Colapso de elemento plano quadrilátero para formação de um *quarter point* e aplicação na malha em torno da trinca

### 6.1.2 Tipo de Elemento

O tipo de elemento usado é o *PLANE183*, um elemento 2-D de ordem elevada, com oito nós. O *PLANE183* possui um comportamento quadrático de deslocamento e é desejável para modelar malhas irregulares.

Esse elemento possui dois graus de liberdade para cada nó, sendo translações nas direções x e y. O elemento pode ser usado como um elemento plano para os casos de cálculo de estado plano de tensão ou deformação. Possui também plasticidade, hiperelasticidade, fluência, tensão e capacidade de grandes deformações e deslocamentos (Figura 24).

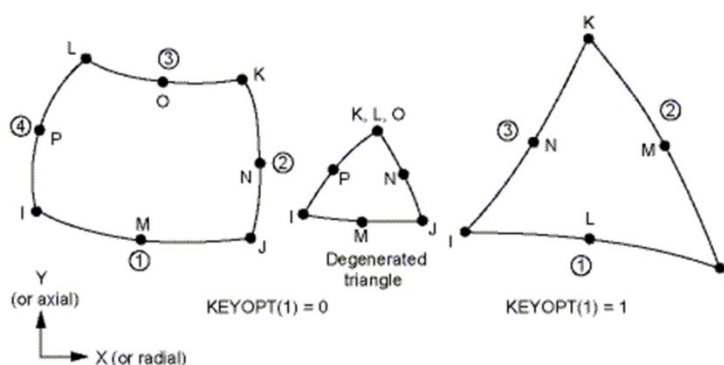


Figura 24 – Elemento *PLANE183* usado nas simulações no MEF.

### 6.1.3 Características do Material

As matrizes de massa e rigidez são estruturadas a partir da discretização do sistema, da geração da malha e propriedades de material.

O material considerado para simulação é do tipo estrutural linear e isotrópico, e adicionam-se os valores das seguintes propriedades no programa: módulo de elasticidade, Poisson e densidade.

### 6.1.4 Resolução de Problemas

Existem dois tipos de problemas que são resolvidos por MEF neste trabalho, um estático e outro dinâmico, mas para ambos os problemas, assumem-se as seguintes hipóteses:

- Não há grandes deslocamentos e deformações durante o processo, caracterizando a linearidade cinemática;
- Não se consideram plasticidade e viscoplasticidade, caracterizando uma linearidade constitutiva.
- Não são estabelecidas condições de contato e atrito, caracterizando uma linearidade das condições de contorno.

#### 6.1.4.1 Diferenças entre os Problemas

- Análise Estática: Existe restrição de deslocamento na direção  $y$  dos apoios e aplicação de carga equivalente à aplicada durante a experimentação, conforme a ilustração da Figura 26.

Basicamente, a resolução do sistema é da seguinte forma:

$$[K]\{x\} = \{F\}, \quad (92)$$

onde,  $\{F\}$  é o vetor de forças aplicadas,  $\{x\}$  é o vetor de deslocamentos (resultado) e  $[K]$  a matriz de rigidez do problema estrutural.

Do vetor de deslocamentos, é possível extrair o campo de tensões e deformações. Com essa resposta, realiza-se um contorno em torno da trinca e a integral  $J$  é calculada, equação ( 87 ). Finalmente, da equação ( 88 ) obtém-se o fator intensidade de tensões  $K$ .

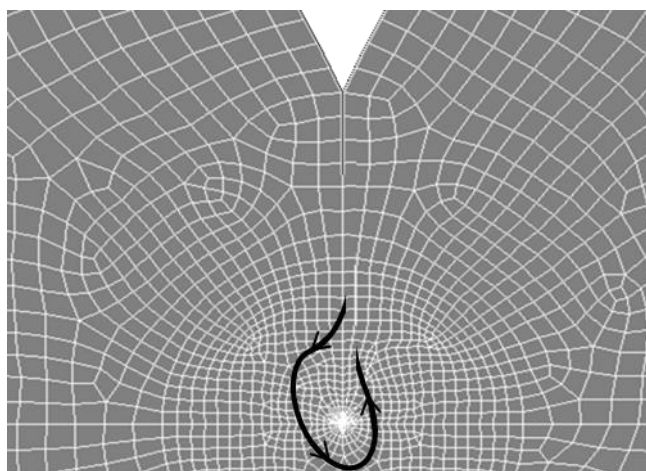


Figura 25 – Contorno para cálculo da integral  $J$ .



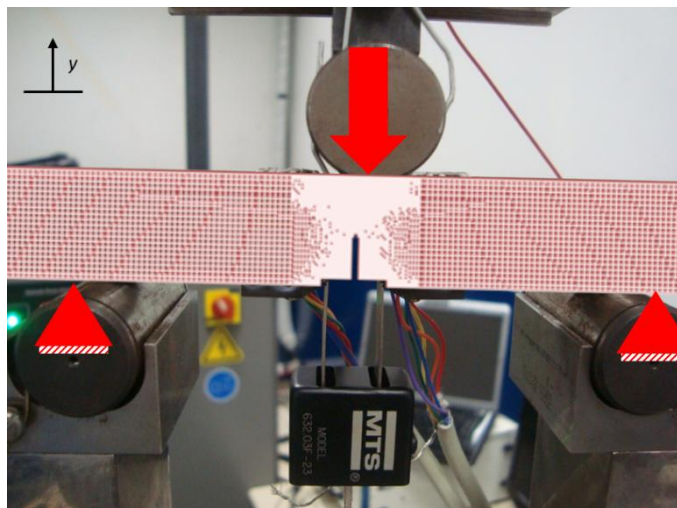


Figura 26 – Condições de contorno para o problema estático.

- Análise Modal: Não há qualquer restrição de deslocamento uma vez que a condição simulada é de viga livre, a mesma condição imposta no experimento de análise dinâmica.

A equação a ser resolvida numa análise modal não amortecida típica é um problema clássico de autovalores, como demonstrado na equação ( 4 ),

$$[K]\{\phi_i\} = \omega_i^2 [M]\{\phi_i\} \quad (93)$$

onde:

$[K]$  é a matriz de rigidez da estrutura

$[M]$  é a matriz de massa da estrutura

$\{\phi_i\}$  é o vetor correspondente ao i-ésimo modo de vibrar (autovetor)

$\omega_i$  frequência natural do i-ésimo modo de vibrar (autovalor)

## 6.2 TÉCNICA DE OTIMIZAÇÃO NÃO LINEAR - ALGORITMO

O termo “otimizar” significa encontrar uma solução que melhor represente a solução “ótima” de todas as funções objetivo. O conceito, pode ser explicado através da Figura 27, onde o sistema e a sua resposta são conhecidos e se deseja encontrar a entrada do sistema que leva à resposta ótima. Um problema de otimização é representado formalmente nos seguintes termos:

Dada uma função  $f: R^n \rightarrow R$  deseja-se encontrar um elemento ou vetor projeto  $x_0$  em  $R^n$  tal que  $f(x_0) \leq f(x)$  para todo  $x \in R^n$  (ou encontrar  $x_0$ , tal que  $f(x_0) \geq f(x)$  no caso que se deseje maximizar o resultado da função).



Figura 27 – Ilustração do problema de otimização.

Nesse caso,  $R^n$ , é o espaço de busca n-dimensional, especificado por um conjunto de restrições de igualdade e desigualdade, no qual o vetor projeto se encontra. A função  $f(x)$  é chamada função objetivo e a solução,  $x$ , que a minimiza ou maximiza, de acordo com o problema, é conhecida como solução ótima.

Para entender a definição são necessários alguns conceitos (AMORIM, 2006):

Variáveis de decisão: formam um conjunto de  $n$  parâmetros cujos valores representam uma solução (válida ou não) para um problema de otimização. Estes parâmetros são representados por  $x_j$ ,  $j = 1, \dots, n$  e, de forma compacta, por  $x$ .

$$x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T. \quad (94)$$

Restrições: As restrições são funções das variáveis de decisão que delimitam o problema e assim validam ou não as soluções. Desta forma, as restrições definem um contorno da região onde se encontra o conjunto solução do problema. Estas restrições podem ser de igualdade, equação (95), ou desigualdade, equação (96).

$$g_i(x) = 0 \quad i = 1, \dots, m \quad (95)$$

$$h_i(x) \geq 0 \quad i = 1, \dots, l$$

$$x \in S \subseteq R^n, \quad (96)$$

onde  $S$  é o espaço de decisões e define-se  $Z$  o conjunto imagem de  $S$  denominado espaço objetivo.

Funções Objetivo - Essas funções são critérios de avaliação para determinar a qualidade de uma solução. Na otimização multiobjetivo existem duas ou mais funções objetivo  $[f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)]$  em cada problema. As funções objetivo podem ser matematicamente representadas por um vetor objetivo,  $Z$ , como segue:

$$Z = [f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)]^T \quad (97)$$

Ponto Ótimo - É o ponto caracterizado pelo vetor  $x^* = [x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*]^T$  formado pelas variáveis de decisão que otimizam as funções objetivo e satisfazem as restrições.

Valor Ótimo - É o valor da função objetivo  $f(x^*)$  no ponto ótimo.

Solução Ótima - A solução ótima para cada função  $j$  é o par formado pelo ponto ótimo e o valor ótimo  $(x^*, f_j(x^*))$ .

### 6.2.1 Problemas Multiobjetivo

O problema de otimização multiobjetivo, como o próprio nome sugere, compõe um problema de vários objetivos, isto é, composto de um conjunto de  $n$  variáveis de decisão,  $k$  funções objetivo,  $m$  restrições de igualdade e  $l$  restrições de desigualdade, pode ser matematicamente definido da seguinte forma:

$$\min\{x\} \quad Z = f(x) = [f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)]^T.$$

Sujeito a:

$$g_i(x) = 0, \quad i = 1, \dots, m$$

e

$$h_i(x) \geq 0, \quad i = 1, \dots, l, \quad (98)$$

com

$$x \in S \subseteq R^n,$$

e

$$Z = [f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)]^T = [z_1, z_2, \dots, z_k]^T \quad k \geq 2.$$

Definindo de outra forma, o problema de otimização multiobjetivo significa encontrar um ponto ótimo  $x^* = [x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*]^T$  que otimize as funções objetivo e satisfaça as restrições de igualdade e de desigualdade. O vetor  $x^*$  é utilizado para representar as soluções ótimas.

### 6.2.1.1 Fronteira de Pareto

Quando se trata de um problema multiobjetivo, em geral os objetivos são conflitantes, e não existe uma única solução que seja ótima simultaneamente para todos os objetivos. Neste caso, o que é possível fazer é encontrar soluções que tenham bons compromissos (*trade-off*) entre os vários objetivos ao invés de uma única solução, como no caso de um problema de otimização com um único objetivo.

As soluções que possuem bons compromissos entre os objetivos são caracterizadas por um conjunto de pontos factíveis, que é denominada de *Pareto ótimo*. O entendimento de ótimo em geral utilizado na literatura foi proposto por Francis Ysidro Edgeworth em 1881, e generalizado por Vilfredo Pareto em 1896. E esse conjunto de pontos faz parte de uma fronteira de soluções atrativas que competem entre si, mas cabe ao usuário adotar a mais adequada (COELLO, 1996)

A grande maioria das técnicas multiobjetivo utiliza o conceito de *Dominância de Pareto* para soluções que estão dentro das fronteiras de restrições. O conceito consiste em comparar todas as soluções duas a duas verificando dominância ou não sobre a outra.

Segundo DEB (2001), o conceito de dominância pode ser explicado abaixo:

*Dados dois vetores de decisão  $x^*$  e  $y^* \in S^*$ , então, a solução  $x^*$  domina a solução  $y^*$  (representada como  $x^* < y^*$ ) se as seguintes condições são satisfeitas:*

1. *A solução  $x^*$  não é pior que  $y^*$  em todos os objetivos;*
2. *A solução  $x^*$  é estritamente melhor que  $y^*$  pelo menos em um objetivo.*

Assim, deve-se estabelecer três possíveis critérios de dominância para os correspondentes vetores objetivos:

i. *Dominância:*

$$\begin{cases} x^* < y^* \\ x^* \text{ domina } y^* \end{cases} \Leftrightarrow f_i(x^*) < f_i(y^*) \quad i = 1, \dots, k$$

ii. *Dominância Fraca:*

$$\begin{cases} x^* \leq y^* \\ x^* \text{ domina fracamente } y^* \end{cases} \Leftrightarrow f_i(x^*) \leq f_i(y^*) \quad i = 1, \dots, k$$

iii. *Indiferente:*

$$\left\{ \begin{array}{l} x^* \sim y^* \\ x^* \text{ é indiferente a } y^* \end{array} \right\} \Leftrightarrow f_i(x^*) \not\leq f_i(y^*) \quad i = 1, \dots, k$$

A dominância indiferente quer dizer que ao comparar dois vetores não há dominância de um sobre o outro.

## 6.2.2 Algoritmos Genéticos

Os Algoritmos Genéticos (AG) foram desenvolvidos na década de 70 por John Holland na Universidade de Michigan (SHAFFER, 1984). São modelos computacionais inspirados na teoria da evolução natural, escrita por Charles Darwin. Através de soluções iniciais e potenciais para um determinado problema e pela geração de novas soluções, estas competem entre si através da seleção natural, onde a solução mais “apta” gera novas soluções possíveis convergindo para um resultado ótimo. Sua utilização tem sido cada vez mais explorada principalmente pela robustez e simplicidade.

Os métodos clássicos de otimização são iniciados com apenas um candidato, chamado de solução básica, e escolhendo de alguma forma uma direção de busca encontra-se o próximo candidato. Diferentemente, os AG transformam um conjunto de soluções possíveis em um novo conjunto (chamado geração) de soluções usando os princípios Darwinianos de reprodução e sobrevivência dos mais aptos, pela aplicação de operações genéticas tais como cruzamento e mutação.

A Figura 28 ilustra um esquema geral de como funcionam os algoritmos genéticos.

### 6.2.2.1 Representação e Codificação das Variáveis

Como o indivíduo é representado por apenas um ser em uma população real, em Algoritmos Genéticos não é diferente. O indivíduo não é nada mais do que uma possível solução do problema dentro do universo de soluções. Ele pode ser representado por uma *string* ou vetor de dados numéricos que podem conter a característica desse indivíduo. Por exemplo: um indivíduo ( $X$ ) pode ser representado

por  $X = [X_1, X_2, \dots, X_n]$ , onde  $X_i$  é alguma característica que forma o próprio indivíduo que depende do problema, como propriedades geométricas, materiais, etc. O número  $n$  determina as dimensões do espaço de busca do problema.

Definido o indivíduo, há a necessidade de representá-lo de alguma forma, para que a metodologia possa ser bem executada. Existem duas possibilidades de representação ou codificação das variáveis; através de uma apresentação numérica real ou com números binários.

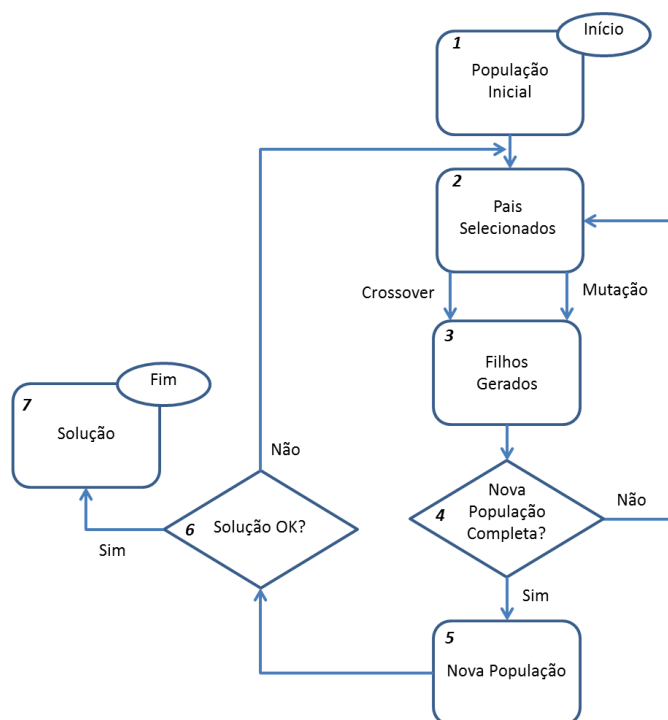


Figura 28 – Representação gráfica geral do método de AG

#### 6.2.2.2 MOGA (Multi Objective Genetic Algorithm)

Este método de busca por soluções de problemas multiobjetivo foi desenvolvido por Flemming e Fonseca (*apud* TICONA, 2003). É diferenciado dos outros Algoritmos Genéticos (AG) tradicionais pela forma na qual é calculado o *ranking* das soluções:

$$r_i = 1 + n_i, \quad (99)$$

onde,  $r_i$  é o *ranking* para cada solução e  $n_i$  é o número de soluções que dominam. Então, cada solução tem o *ranking* 1 acrescido do número de soluções que a

dominam. Uma solução não dominada tem *ranking* igual a um, ou seja, quanto menor o *ranking* melhor a solução.

Toda a população é verificada e todas as soluções não dominadas recebem uma posição ou ordem 1. As soluções restantes são posicionadas segundo a indiferença de dominância perante a população da seguinte forma: para cada indivíduo (solução), o número de soluções que o dominam estritamente é determinado na população, logo o ranking no ordenamento deste indivíduo será este número acrescido de uma unidade.

Após o cálculo do *ranking*, as soluções são ordenadas conforme o  $r_i$  obtido.

Na sequência, é dada uma aptidão (*fitness*)  $raw_i$  em função de um tipo de classificação. Realizado os cálculos, é quantificado o valor médio das aptidões para cada ranking da seguinte maneira:

$$F_i = \frac{\sum raw_i}{\mu(r_i)}, \quad (100)$$

onde,  $\mu(r_i)$  é o número de soluções no *ranking*  $r_i$ .

Mesmo quantificando o valor médio das aptidões, no final do ordenamento, poderão existir muitos indivíduos compartilhando a mesma posição. A rotina de seleção usa este ordenamento para selecionar ou remover blocos de pontos até escolher os indivíduos para reprodução. A prática faz uso do método de formação de nichos para distribuir a população através da região ótima de Pareto, além de compartilhar os valores da função de aptidão (*fitness sharing*). O objetivo desta última é distribuir as soluções em diferentes espaços de busca. Para cada solução é calculado um contador de nicho  $nc_i$ , usando a expressão abaixo:

$$nc_i = \sum_{j=1}^{\mu(r_i)} Sh(D_{ij}), \quad (101)$$

onde,  $D_{ij}$ , representa a distância entre duas soluções  $i$  e  $j$  que possuem o mesmo ranking  $r_i$ . A distância é calculada através de:

$$D_{ij} = \sqrt{\sum_{k=1}^m \left( \frac{f_k^{(l)} - f_k^{(j)}}{f_k^{max} - f_k^{min}} \right)^2}, \quad (102)$$

onde,  $f_k^{max}$  e  $f_k^{min}$  são os valores máximo e mínimo para a k-ésima função objetivo, respectivamente.

A função de compartilhamento é dada por:

$$Sh(d) = 1 - \left(\frac{D}{\sigma}\right)^\alpha, \quad (103)$$

sendo  $D$  a distância entre duas soluções definida na equação (102),  $\alpha$  o comportamento da função  $Sh$  e  $\sigma$  o raio de nicho, que define a vizinhança da solução. O valor de  $\sigma$  é calculado dinamicamente.

Com isso o valor da aptidão compartilhada será

$$F_i' = \frac{F_i}{nc_i} \quad (104)$$

Segundo Castro (2001), uma das desvantagens do MOGA é que ele pode não encontrar múltiplas soluções em problemas onde diferentes pontos ótimos de Pareto correspondem a mesmos valores de aptidão e seu ponto é a introdução do ordenamento dos indivíduos por critério de dominância.

Após os cálculos de aptidão, existem os operadores comuns dos AG, como seleção, cruzamento e mutação.

### 6.3 ENSAIOS NÃO DESTRUTIVOS - EMISSÃO ACÚSTICA

No Anexo III apresenta-se uma introdução aos ensaios não destrutivos e uma ampla abordagem sobre a técnica de Emissão Acústica (EA).



## 7 DESENVOLVIMENTO NUMÉRICO - EXPERIMENTAL

O prognóstico de dano de uma estrutura deve levar em conta sua modelagem, seu monitoramento periódico do seu estado (SHM), a identificação do tamanho do dano e a aplicação de um critério de falha para determinação de sua vida remanescente. Além disso, todas as informações devem ser registradas para um aperfeiçoamento constante do modelo para a aplicação deste em estruturas similares. Assim, adaptou-se uma metodologia de prognóstico de danos proposta por FARRAR (2007), para aplicação no sistema mecânico estudado, continuando o desenvolvimento dos trabalhos de PRESEZNIAK (2007), no grupo de pesquisa em Prognóstico de Dano em Sistemas Mecânicos do CNPq (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico). Esta metodologia está apresentada no diagrama da Figura 29.

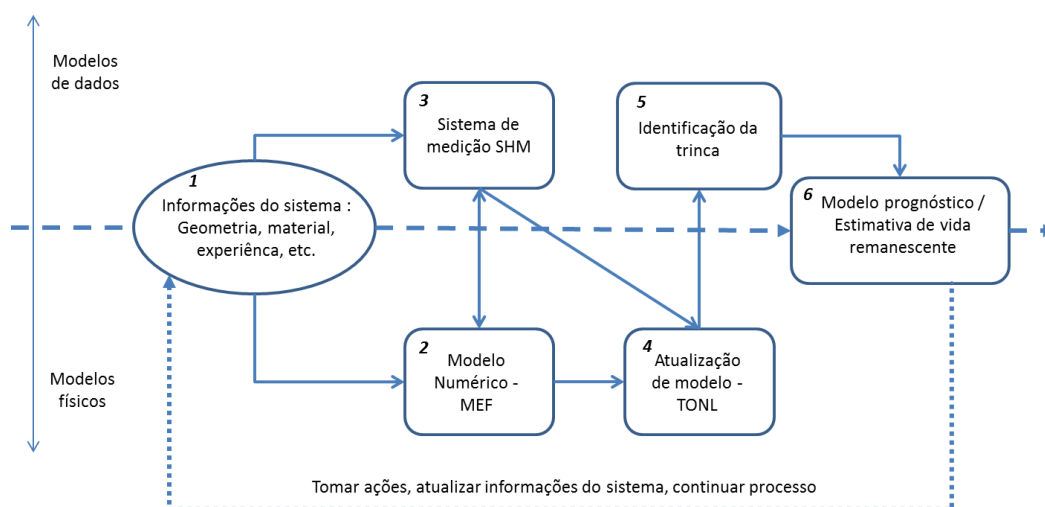


Figura 29 – Modelo de prognóstico de danos adaptado pelo autor.

Assim, na metodologia adaptada, a identificação e predição do dano possuem as seguintes etapas e objetivos:

- Descrição do Sistema: Geometria, material, existência de trincas, *etc.*
- Modelagem Numérica: Construção do modelo em elementos finitos através das condições de contorno e informações existentes sobre o sistema.
- Sistema de Medição SHM: Monitoramento *on-line* da estrutura para diagnóstico de alterações nas suas respostas ao longo do tempo.

- Atualização do Modelo: As propriedades do modelo físico podem ser alteradas devido ao dano acumulado ao longo do tempo e percebidas pelo sistema SHM; assim, uma atualização se faz necessária através da técnica de otimização não-linear.
- Identificação da Trinca: A partir da TONL, uma das respostas possíveis é a identificação da trinca, com a sua localização e tamanho.
- Modelo Prognóstico e Estimativa de Vida Remanescente: Este modelo deve escolher o critério que considera o crescimento de trinca na estrutura, dada pela lei de Paris neste trabalho, para que se possa obter o tempo de vida útil remanescente da estrutura.

## 7.1 DESCRIÇÃO DO SISTEMA

Para o desenvolvimento desse trabalho foram estudadas duas vigas em aço de baixo carbono, com trincas. Uma chamada “CT” e outra “A2”. Os corpos de prova não são padronizados, apesar de serem muito semelhantes a um SE(B) definido na norma ASTM E 399. Um entalhe no seu plano de simetria transversal foi usinado e os corpos de prova sofreram uma pré-fissura por fadiga em máquina mecânica, Figura 30, com controle de deslocamento através de um excêntrico.

Os corpos de prova foram submetidos a fadiga com amplitude de deslocamento constante até alcançar um crescimento aparente de trinca na superfície de aproximadamente 2 mm. Isto se explica pelo fato da superfície ser controlada pelo estado plano de tensões e o interior do corpo de prova, com o aumento da espessura na direção perpendicular à superfície, ser controlado pelo estado plano de deformações. Assim, o tamanho observado é um pouco menor do que se tem no meio da espessura da viga. Essa pré-fissura foi realizada para ter uma trinca e então poder usar os critérios da MFLE.

Para demarcar essa pré-fissura, os corpos de prova foram oxidados em forno com uma temperatura de 300°C por um período de aproximadamente 1 hora. Assim, quando fissurados os corpos de prova, estes apresentaram uma região azulada destacando a pré-trinca das outras regiões.



Figura 30 – Máquina de ensaios de fadiga em três pontos. *Laboratorio de Propiedades Mecánicas /GMF – Neuquén.*

Os corpos de prova foram usinados e pré-fissurados no *Laboratorio de Propiedades Mecánicas / Grupo Mecánica de Fractura (GMF)* da *Universidad Nacional Del Comahue*, em Neuquén, na Argentina. Neste laboratório, todas as medições geométricas foram levantadas com suas devidas incertezas de medição.

Uma malha de superfície foi demarcada nos corpos de prova, discretizando as vigas de cinco em cinco milímetros no sentido longitudinal e em duas porções no sentido transversal (vide Figura 31).

Mais detalhes dimensionais dos corpos de prova são encontrados no Anexo IV.

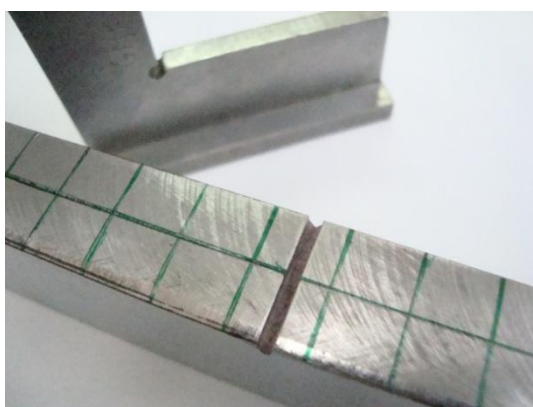


Figura 31 – Detalhe do entalhe e discretização das amostras.

## 7.2 MODELO FÍSICO

Como já descrito no capítulo 3, o modelo físico é indispensável no processo de prognóstico de dano e o MEF é uma das metodologias mais abrangentes, e que hoje é muito empregada.

Para escrever o código computacional do problema em elementos finitos foi desenvolvido um programa em *Labview®*, uma linguagem de programação de alto nível da *National Instruments™*, onde os programas, também chamados de Instrumentos Virtuais, possuem diagramas de blocos que contém o código gráfico do programa. A Figura 32, mostra a interface gráfica com o usuário, onde é possível visualizar campos de entrada numéricos para geometria, parâmetros de malha e material. Quando esses campos são preenchidos, um tipo de solução é selecionado e o programa em *Labview®* é executado, um *script* em linguagem APDL (*ANSYS® Parametric Design Language*) é criado para posterior execução de forma automatizada (*batch*<sup>3</sup>). Os Anexos VI e VII apresentam dois *scripts*<sup>4</sup> exemplos criados em linguagem APDL.

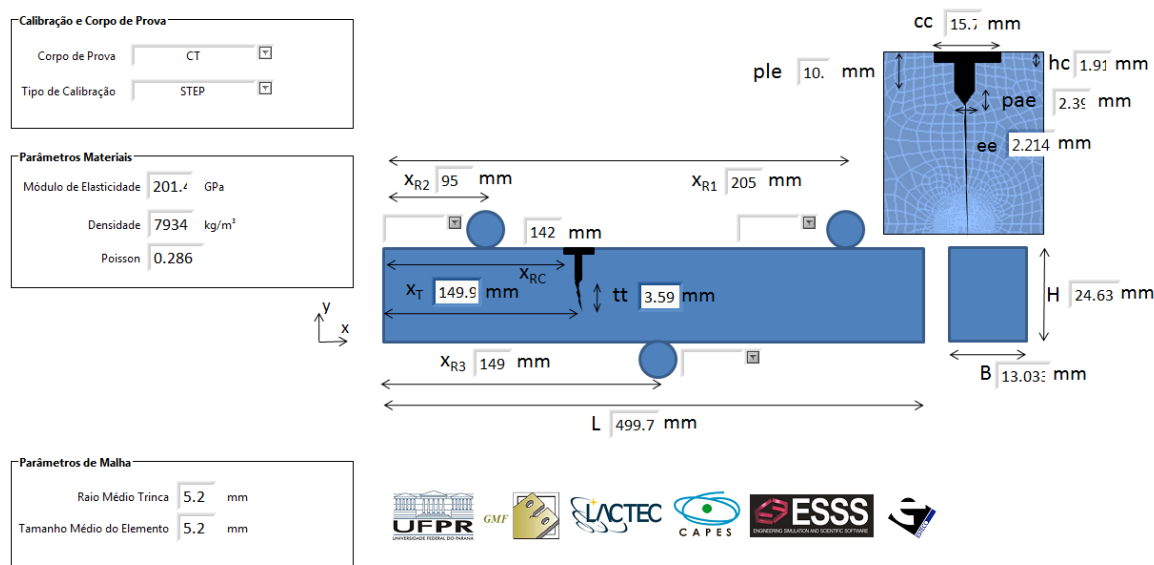


Figura 32 – Programa CALIBRATION.vi – Mostra das condições de geometria, material e parâmetros de malha testados pelo algoritmo de otimização.

<sup>3</sup> É um arquivo utilizado para automatizar tarefas em um computador, geralmente um conjunto de comando de dados.

<sup>4</sup> Também conhecido como linguagem de extensão. São linguagens de programação executadas do interior de programs e/ou de outras linguagens de programação, não se restringindo a esses ambientes.

O programa em *Labview®* que cria o *script* é uma pequena porção do programa denominado *CALIBRATION.vi*, que será visto com mais detalhes posteriormente. Mas esse programa, através da interação com o *MS-DOS™* executa em *batch* os *scripts* no solver do *ANSYS® Multiphysics™* e lê os arquivos de resposta para tratamento e apresentação dos dados.

O programa *CALIBRATION.vi* pode apresentar respostas de problemas de acordo como o interesse: análises de tensões e deslocamentos em qualquer ponto do corpo de prova, análise modal e dinâmica do sistema. A Figura 33 mostra a malha criada em elementos finitos dentro da interface com o usuário no *ANSYS® Multiphysics™*.

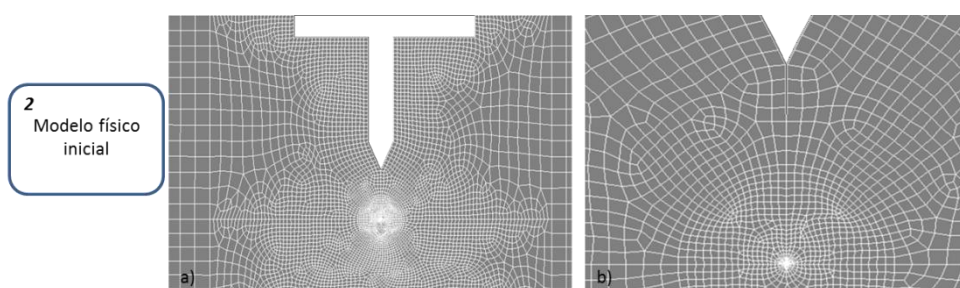


Figura 33 – a) Malha em elementos finitos do entalhe e trinca. b) Detalhe da malha na ponta da trinca.

### 7.3 SISTEMA DE MEDIÇÃO – SHM / INSTRUMENTAÇÃO

Para o sensoriamento dos corpos de testes e desenvolvimento do SHM, foi utilizada a seguinte instrumentação: máquina universal de ensaios mecânicos, acelerômetros, martelo de impacto, analisador de vibrações, extensômetros, *clip-gage*, sensores e equipamento de EA, assim como equipamento de alta velocidade de aquisição e gravação de sinais.

#### 7.3.1 Máquina Universal de Ensaio Mecânicos

A máquina é um equipamento comercial, *MTS™*, modelo 370-50, com controlador ativo, atuadores de deslocamento axial hidráulicos, e possui uma célula de carga com capacidade de 250 kN, modelo 62122H-01, vide Figura 34 - a.

A máquina permite uma montagem para ensaios de fadiga em três pontos conforme e a mostra a Figura 34 b. Nesta, visualiza-se o *clip-gage* instalado na borda da trinca.

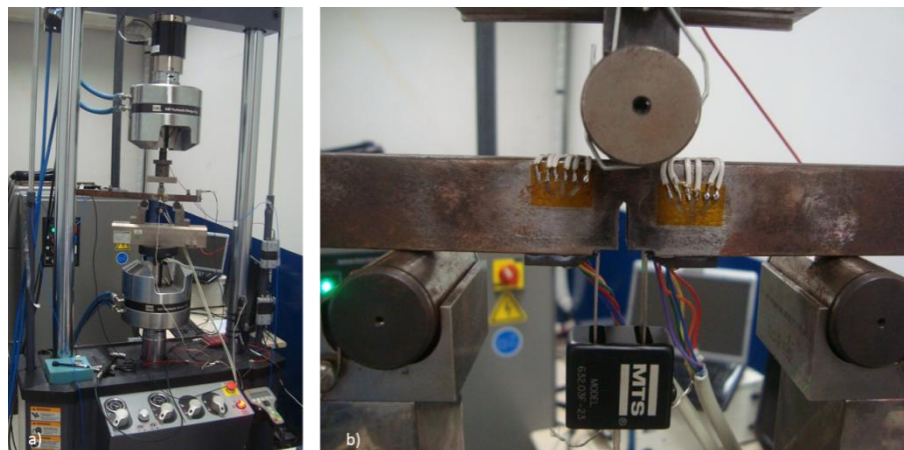


Figura 34 – a) Máquina de fadiga servo-hidráulica. b) Detalhe da montagem do sistema de aplicação de carga em três pontos e *clip gage*.

A partir do *clip gage* é possível extrair o valor do CMOD (*Crack Mouth Opening Displacement*) e estimar um tamanho de trinca em função da relação linear entre a variação da abertura da trinca e a variação da carga (*compliance*). Através do carregamento cíclico aplicado e o tamanho estimado da trinca, pode-se realizar um ensaio de fadiga com controle de  $\Delta K$ .

#### 7.3.1.1 Cálculo do Tamanho de Trinca em Função do CMOD

Rigidez é a razão entre a variação da carga aplicada e sua correspondente deflexão, retirada da lei de Hooke, e o *compliance* é o inverso da rigidez, isto é, a quantidade de deflexão por unidade de variação de carga aplicada (Figura 35).

Um polinômio de quinta ordem é usado para calcular o tamanho estimado da trinca em função de sua abertura e espessura do corpo de prova. O tamanho de trinca é dado por:

$$\frac{a}{W} = c_0 + c_1 u_x + c_2 u_x^2 + c_3 u_x^3 + c_4 u_x^4 + c_5 u_x^5, \quad (105)$$

onde,  $c_0$ ,  $c_1$ ,  $c_2$ ,  $c_3$ ,  $c_4$  e  $c_5$  são coeficientes dados na Tabela 2 (SHAG-XIAN, 1994).

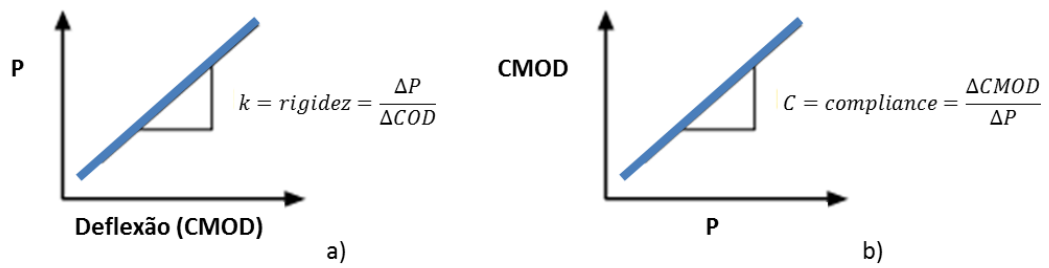


Figura 35 – a) Rigidez. b) Compliance

Tabela 2 – Coeficientes para o polinômio de cálculo do comprimento de trinca

	$c_0$	$c_1$	$c_2$	$c_3$	$c_4$	$c_5$
<b>SE(B)</b>	0.9975	-3.9504	2.9921	-3.2141	51.518	-113.03

A variável  $u_x$ , da equação ( 105 ) está em função do COD, é dado por:

$$u_x = \frac{1}{1 + \sqrt{\left(\frac{EBV}{P}\right)\left(\frac{4W}{S}\right)}}, \quad (106)$$

onde,  $B$  é a espessura do corpo de prova;

$E$  é o módulo de elasticidade;

$P$  é o carregamento;

$S$  é a distância entre roletes na máquina de teste;

$V$  é o deslocamento da abertura da trinca (CMOD);

$W$  é a largura do corpo de prova.

Apesar dos testes realizados não serem normatizados, esse trabalho utiliza a metodologia em função do CMOD como uma referência do tamanho de trinca real presente no corpo de prova. Esse valor serve como base de comparação para valores encontrados pelo algoritmo de otimização empregado. Informações adicionais de ensaios padronizados podem ser encontradas em ASTM E813-81, 8.7.1 e ASTM E813-89, A.1.5.4.

Uma vez que o tamanho de trinca seja conhecido, o fator de intensidade de tensões pode ser calculado através da seguinte equação, similar à equação ( 78 ):

$$K = \frac{PS}{BW^{3/2}} \left[ f\left(\frac{a}{W}\right) \right], \quad (107)$$

onde,  $f\left(\frac{a}{W}\right)$  é um fator de calibração de  $K$  que depende exclusivamente da geometria do corpo de prova e do tamanho da trinca.

TADA *et al* (2000), definem em seu *Handbook*, uma equação para  $f\left(\frac{a}{W}\right)$  em corpos de prova do tipo SE(B), através da seguinte relação:

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{3\left(\frac{a}{W}\right)^{\frac{1}{2}} \left[ 1.99 - \left(\frac{a}{W}\right) \left(1 - \frac{a}{W}\right) \left(2.15 - 3.93\left(\frac{a}{W}\right)\right) + 2.7\left(\frac{a}{W}\right)^2 \right]}{2 \left[ 1 + 2\left(\frac{a}{W}\right) \right] \left[ 1 - \left(\frac{a}{W}\right) \right]^{\frac{3}{2}}} \quad (108)$$

Esta equação é válida para qualquer  $\frac{a}{W}$  com uma incerteza de 0,5%, e foi utilizada nos cálculos de  $K$ , a partir do carregamento  $P$  da máquina para acompanhamento do ensaio e parâmetro de controle de resposta do modelo criado em elementos finitos.

### 7.3.1.2 Controle de Ensaio por $\Delta K$

A máquina empregada permite realizar ensaios de crescimento de trincas com controle de carga, deslocamento e por  $\Delta K$ . A partir disso considerou-se a realização dos testes por controle de  $\Delta K$  variável.

O controle de teste do tipo  $\Delta K$  é usado para analisar regiões específicas da resposta ao crescimento de trinca na curva  $da/dN$  por  $\Delta K$ , podendo-se variar o seu valor durante o ensaio.

$$\Delta K_n = \Delta K_0 e^{c(a_n - a)}, \quad (109)$$

onde  $c$  representa um gradiente de  $K$  normalizado e é definido pelo usuário. Se  $c$  é positivo, então  $\Delta K$  aumenta durante o teste, e o teste é dito por  $\Delta K$  crescente. O que se deseja, com esse tipo de controle, é uma taxa de crescimento constante de trinca com o passar dos ciclos de carga e que esses dados estejam mais distribuídos durante o teste.

Sabendo que:



$$\Delta K = K_{max} - K_{min}$$

e

( 110 )

$$R = \frac{K_{max}}{K_{min}}.$$

São apresentados na Tabela 6 os dados de controle do ensaio.

Tabela 3 – Dados de controle dos ensaios

Corpo de Prova	CT	A2
$K_{max\ inicial}$	20 – 30 MPa. m <sup>0.5</sup>	25 MPa. m <sup>0.5</sup>
$K_{max\ final}$	55 MPa. m <sup>0.5</sup>	33 MPa. m <sup>0.5</sup>
$R$	0,1	0,1
$c$	0,08/mm	0,08/mm
Frequência do atuad	1 – 4 Hz	3 Hz

### 7.3.1.3 Aquisição de Sinais a Partir da Máquina de Ensaios

A máquina utilizada disponibiliza saídas analógicas de tensão 0 – 10 Volt que possibilitaram a aquisição de maneira independente dos canais provenientes da célula de carga e do *clip-gage*. O uso desses sinais será explicado posteriormente.

### 7.3.2 Acelerômetros e Analisadores de Vibrações

Os acelerômetros usados são do modelo 352C03, da PCB™ Piezotronics, com faixa linear de resposta entre 0,5 e 10kHz. O martelo de impacto utilizado foi o modelo 089C03 da PCB™ Piezotronics. Foram instalados dois acelerômetros posicionados arbitrariamente na superfície discretizada da viga como mostram a Figura 36-a e a Figura 37.

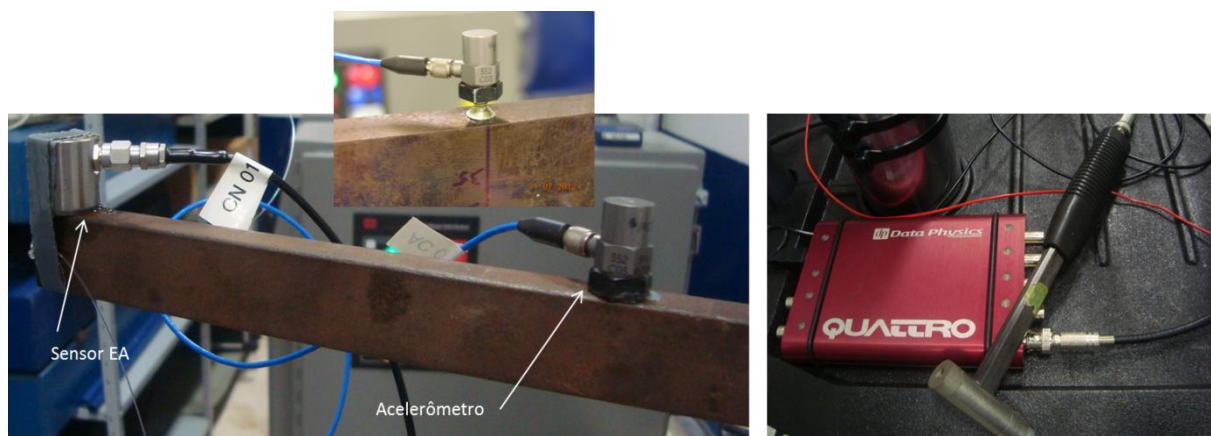


Figura 36 – Acelerômetro (à esquerda); Analisador de vibrações e martelo de impacto (à direita)

A fixação dos acelerômetros para o primeiro corpo de prova foi através de cera industrial e por meio de parafusos para a segunda viga testada. Essa alteração ocorreu porque uma vez o acelerômetro instalado com cera é retirado de sua posição, dificilmente volta para seu ponto exato de instalação apenas por posicionamento visual dos indicadores discretizados. Um parafuso colado na viga elimina este problema.

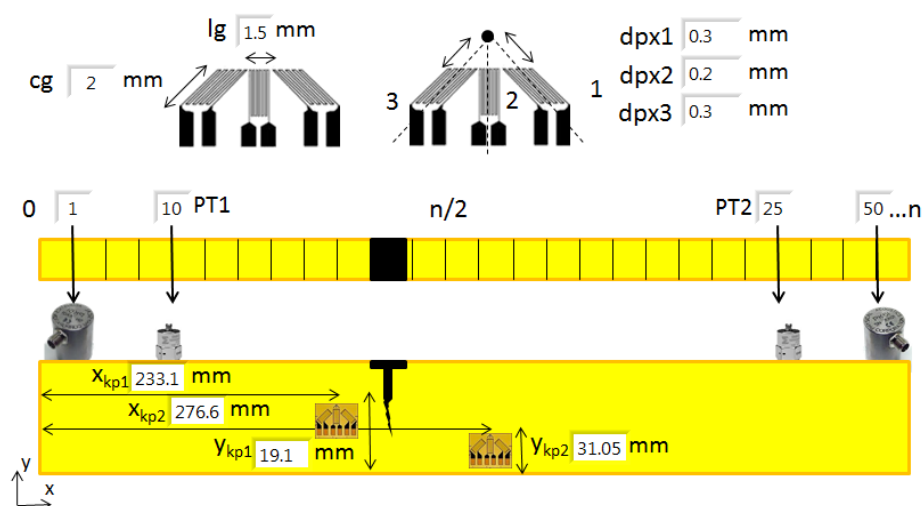


Figura 37 – Posicionamento dos sensores de vibração, rosetas extensométricas e sensores de EA – Parte do programa *CALIBRATION.vi*.

O analisador de vibrações utilizado foi o *QUATTRO* da *Data Physics*™. Este equipamento possui dois canais para aquisição, sendo o primeiro utilizado para o martelo de impacto e o segundo contemplando um dos acelerômetros instalados. O

equipamento foi utilizado para adquirir as FRF's (Inertância) da excitação provocada pelo martelo de impacto em um ponto da viga através da resposta de aceleração onde estão instalados os acelerômetros. Para isso os sinais foram tratados através do software *Signal Calc*® em arquivos com extensão \*.txt para análise do software *CALIBRATION.vi*. Uma medição de FRF com módulo e fase proporcionada pelo software da *Data Physics*™ pode ser visualizada na Figura 38.

Para a aquisição de um ponto no domínio da frequência das FRS's (Inertância) foi utilizado um equipamento *cDAQ*™, modelo 9188, da *National Instruments*™, onde a excitação não é mais dada pelo martelo de impacto e sim pela máquina universal de ensaios.

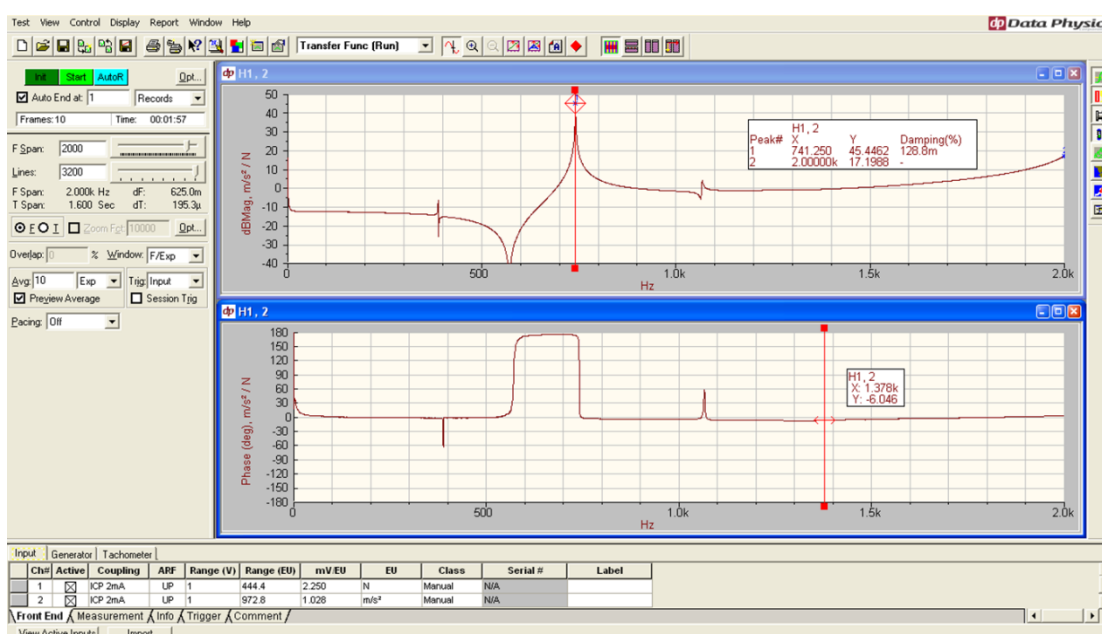


Figura 38 – Exemplo da Resposta em Frequência da viga A2 dado pelo Signal-Calc®.

### 7.3.3 Extensômetros e Clip Gage

Rosetas extensométricas de 350Ω da *Excel Sensores*™, modelo PA-06-125RB-350, foram coladas em uma das faces das vigas de estudo, com posicionamento arbitrário, mas no entorno da região de crescimento da trinca (vide Figura 37). Cogitou-se a aquisição das deformações passadas por esses transdutores para a indicação da direção dos campos de tensões principais, que por sua vez direcionam para a ponta da trinca, e, portanto, um dos parâmetros para

apontar o seu crescimento. Mais informações quanto aos procedimentos usados e cálculo dos campos de tensões encontram-se no Anexo .

O *clip gage*, modelo 632.03F-23, não deixa de ser um extensômetro, mas sua função está mais para um transdutor de deslocamento através das deformações de suas barras. A *MTS™* é o seu fabricante, o que facilita sua comunicação com a máquina de ensaios.

O transdutor é instalado na abertura superficial da trinca por uma pré-deformação de suas “pernas”, reduzindo seu ângulo de abertura para que se ajuste nas pontas de peças de instalação (facas), (vide Figura 34-b). Estas facas, por sua vez, são aderidas na face do corpo de prova com um espaçamento de 12 *mm* entre si, mas com a fissura plano médio de instalação (Figura 34-b). O limite de abertura do extensômetro é de aproximadamente 4 *mm*.

#### 7.3.4 Sensores e equipamento de EA

Foram utilizados dois sensores de EA, instalados nas extremidades de cada viga ensaiada. São sensores comerciais, da *PASA™*, modelo *Wsa*, sensores de banda larga, com pico de ressonância em 520 *kHz* e faixa operacional de 20 *kHz* a 1 *MHz*. Os amplificadores foram ajustados para um ganho de 40 *dB*. O equipamento que realizou a aquisição de sinais foi o *DISP24*, (Figura 39 – a), com 24 canais de aquisição sendo utilizados somente o canal 1 e o canal 5. A velocidade da onda no meio foi calculada através de testes de quebra de grafite no próprio corpo de prova, com média de  $5,4 \cdot 10^6$  *mm/s*, esse dado é um dos parâmetros necessários para localização de eventos acústicos conforme comentado no capítulo referente à EA.

O equipamento de EA possui um software chamado *AEWin®*. Foi utilizado para a parametrização da estrutura de aquisição, filtros, algoritmos de localização e visualização dos resultados de aquisição de EA (Figura 40).



Figura 39 – Sistema de aquisição de sinais EA (à esquerda); Sistema de aquisição de sinais geral (à direita).

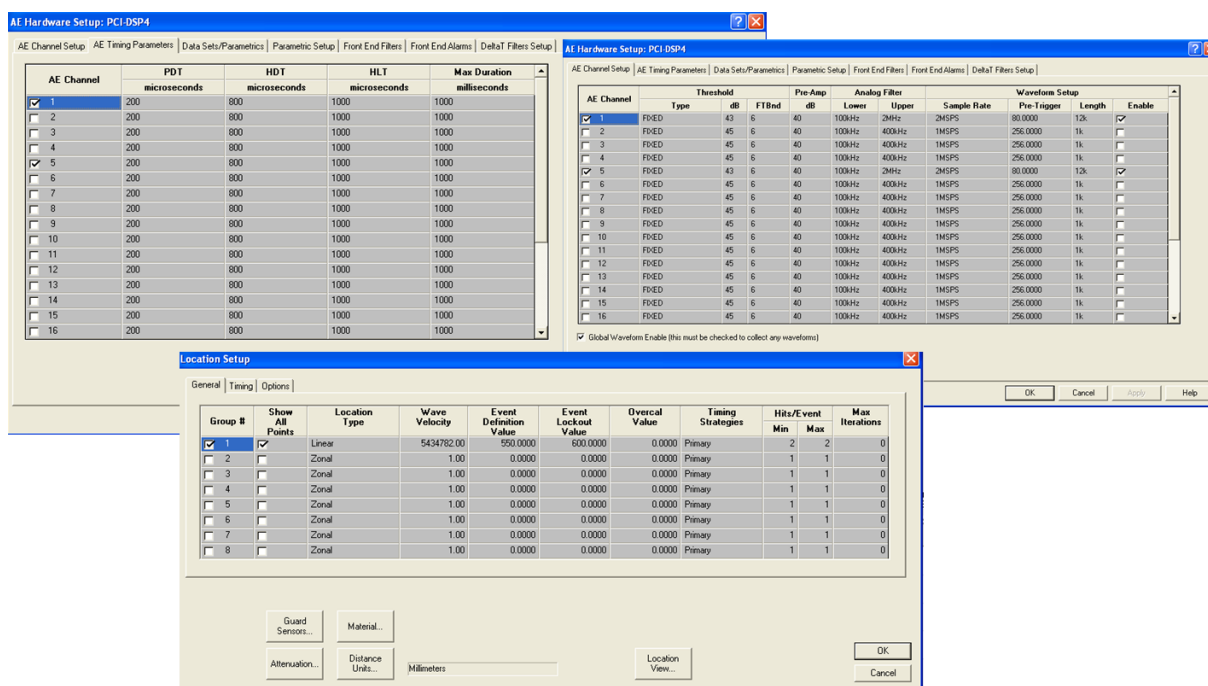


Figura 40 – Parametrização do Software AEWin® da PAC para o teste monitorado por EA.

### 7.3.5 Equipamento Principal de Aquisição de Sinais – Mostra do Esquema SHM.

Como comentado anteriormente foi utilizado o *cDAQ™*, (Figura 39), da *National Instruments™*, para aquisição de sinais de vibrações dos acelerômetros e da força dos atuadores no ensaio de fadiga. Mas, além disso, esse equipamento realizou a aquisição de todos os dados de ensaio, através de três placas de aquisição, uma placa com quatro canais para acelerômetros, NI9234, com alimentação para os acelerômetros, sendo utilizados dois destes e uma placa de aquisição de sinais de tensão 0 – 10 Volt, NI 9201, com dez canais, sendo dois

usados para os sinais provenientes da máquina de ensaios (força e CMOD); e por fim, uma placa para aquisição de sinais de extensômetros, NI 9236, de 8 canais para 350  $\Omega$ , com pontes internas de Wheatstone e alimentação interna.

Para controlar o *cDAQ™*, realizando aquisições com frequências pré-determinadas, controle dos dados, pós-processamento e gravação dos resultados foi desenvolvido um outro programa em *Labview®*, chamado de *MONITORA.vi*.

A Figura 41 mostra a interface com usuário do programa *MONITORA.vi*, com parâmetros de aquisição, sensibilidade de sensores, realização de médias, *etc.*

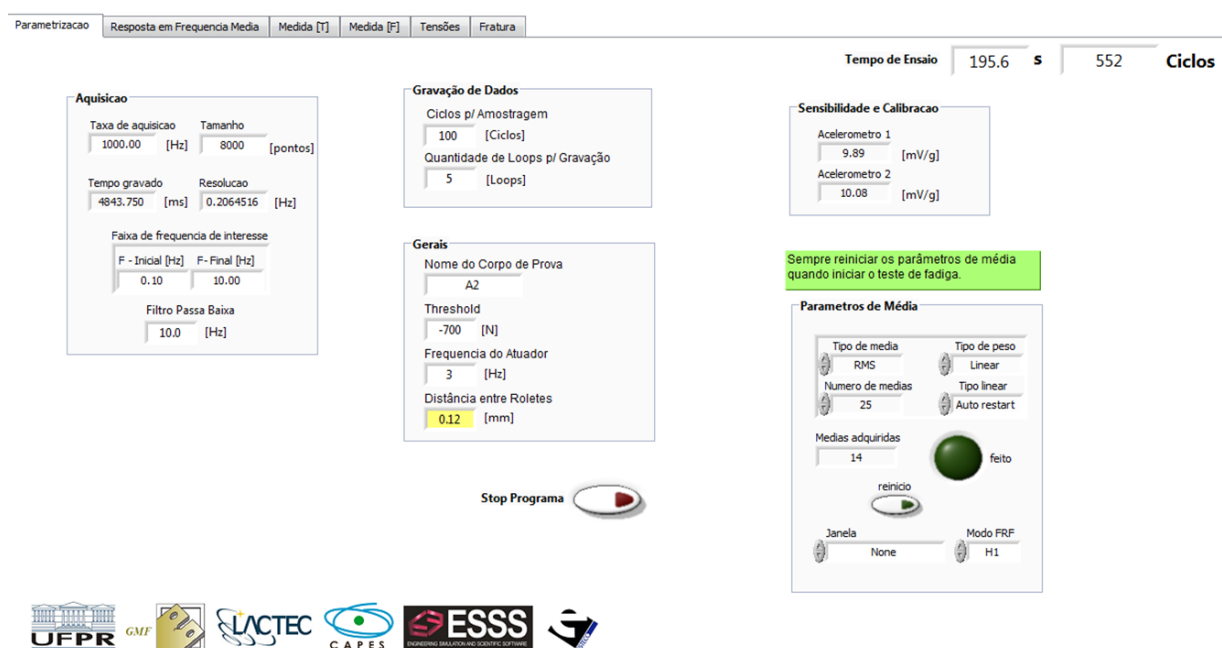


Figura 41 – Programa *MONITORA.vi* –. Interface com o usuário com parametrização de aquisição e gravação de resultados

Esse programa gerencia em tempo real todas as aquisições realizadas durante a execução do ensaio para a identificação de uma trinca crescendo no sistema; assim, o sistema SHM utilizado é apresentado na forma de um esquema, para melhor compreensão, na Figura 42.

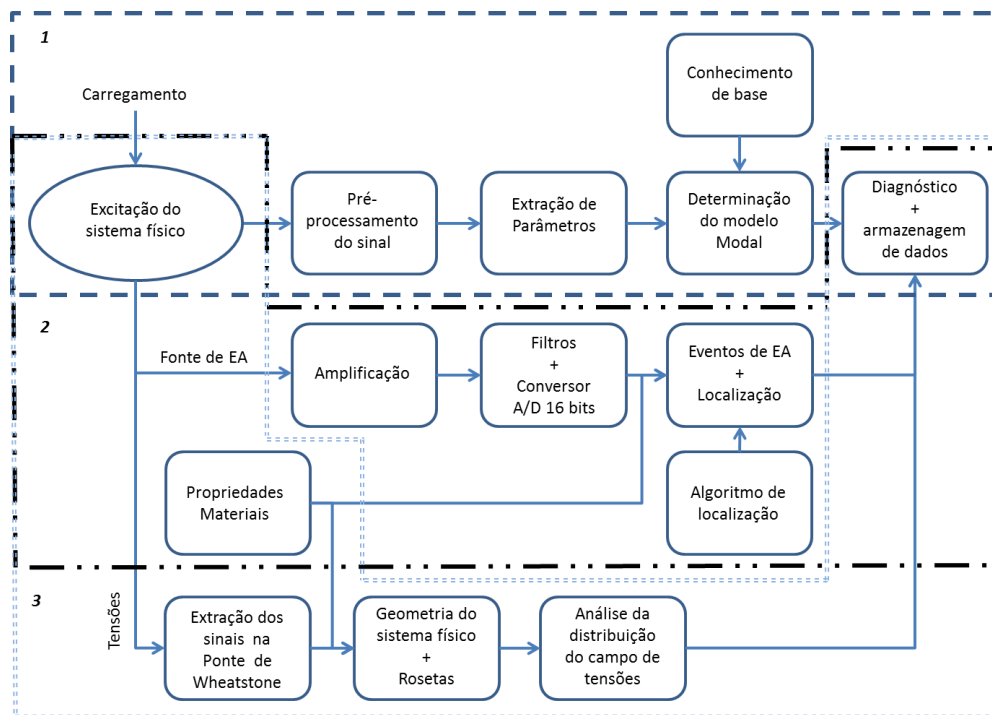


Figura 42 – Esquema do sistema de medição SHM utilizado

## 7.4 SEQUÊNCIA LÓGICA EXPERIMENTAL

Realizada toda descrição numérica-experimental, expõe-se a sequência das operações e procedimentos. Uma visão geral é dada no esquema da Figura 43.

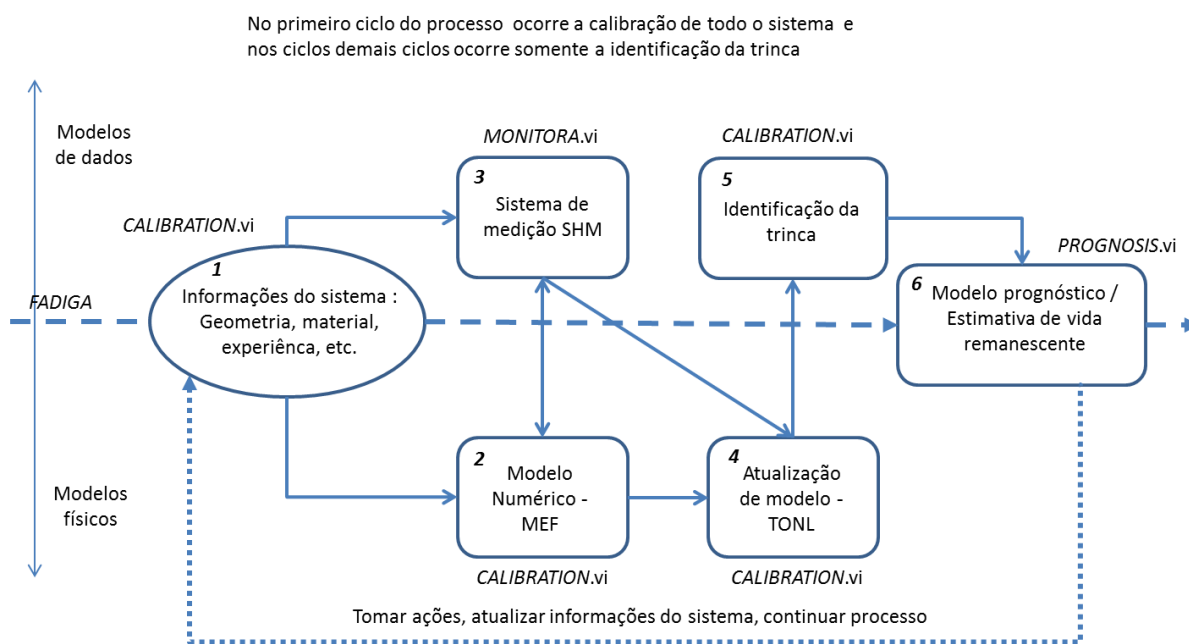


Figura 43 – Esquema da sequência de ensaio.

O ciclo da Figura 43 segue os seguintes passos:



Inicia com as informações do sistema; É realizada uma medição inicial e a trinca é detectada; cria-se um modelo numérico inicial; calibra-se o sistema como um todo onde o tamanho e localização de trinca também são dados; realiza-se o prognóstico de danos; continua o ciclo onde as informações do sistema são atualizadas e, dessa vez, todo o sistema é conhecido e o dano está caracterizado; o ensaio de fadiga é feito e o sistema SHM detecta um novo crescimento de trinca; atualiza-se o modelo para a nova identificação da trinca, mas, dessa vez, os parâmetros de geometria e material da estrutura não são mais alterados; realiza-se o prognóstico e os ciclos do processo prognóstico permanecem idênticos até o final do experimento.

#### 7.4.1 Detalhamento

A estrutura escolhida é mensurada (7.1 - Descrição do Sistema), instrumentada conforme descrito na seção 7.3 e submetida a esforços cíclicos, sob condição de fadiga em três pontos de acordo com a Figura 34 b. A máquina universal de ensaios, Figura 44, solicita mecanicamente a viga até que seja possível a detecção de trincas na estrutura através da técnica de Emissão Acústica, isso ocorre com poucos ciclos de carga (metodologia apresentada no item 7.5.1). A localização é obtida, mas não com precisão.

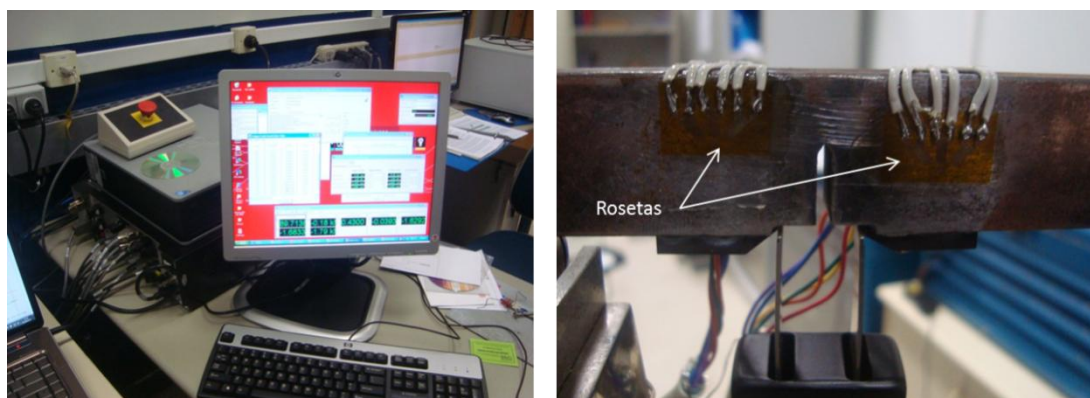


Figura 44 – Sistema de controle da máquina de ensaio (à esquerda); Rosetas extensométricas na viga de teste (à direita).

O ensaio será interrompido momentaneamente para que a possa ser realizada a parametrização de todo o sistema através do programa *CALIBRATION.vi*. Onde,



não se conhece nenhuma variável ótima de geometria e de material que possa representar um modelo equivalente, nem a localização, tampouco o tamanho da trinca do sistema.

Sob condição de viga livre, o sistema é excitado através do martelo de impacto em um ponto escolhido arbitrariamente. As FRF's são mensuradas a partir dos pontos de instalação dos acelerômetros. Os resultados são armazenados e enviados para a base de dados do programa *CALIBRATION.vi*.

O programa de otimização é executado para calibração do sistema, onde se busca minimizar os erros de frequências naturais e FRF entre as medições e as respostas do modelo. Com isso, o programa *CALIBRATION.vi* cria o modelo numérico de simulação em elementos finitos e o executa sob demanda do programa de otimização, onde se busca a respostas de problemas dinâmicos. Nessa ocasião, os parâmetros modais são extraídos através da análise modal do modelo pelo MEF, onde os seis primeiros modos são utilizados. O programa *CALIBRATION.vi* compõe as FRF's para os pontos onde estão alocados os acelerômetros. Todos os passos do programa de otimização também são armazenados em disco. Nessa calibração obtêm-se todos os parâmetros de geometria e material da viga em estudo e, com essa resposta, considera-se que esses parâmetros não são mais alterados em função do tempo. Os únicos parâmetros que não permanecem constantes são: o tamanho de trinca e o vetor de fator de perda.

A viga é instalada novamente na máquina de ensaio e posta a prova em ensaio cíclico de fadiga por controle de  $\Delta K$ . Juntamente com o ensaio, executam-se em paralelo os programas *MONITORA.vi* e *PROGNOSIS.vi*.

O programa *MONITORA.vi* realiza a aquisição em tempo real do sistema SHM, e processa os dados de forma a apresentar a informação se a trinca é crescente ou não. Essas informações são gravadas e repassadas para o programa de prognóstico. A apresentação é feita por meio de gráficos, indicadores em tempo real de mudanças nos campos de tensões, alterações na resposta em frequência do sistema (bi apoiado), e eventos de emissão acústica.

Seja através de dados de tamanho de trinca obtidas em tempo real a partir das deformações do *clip gage* ou a partir das características obtidas pelas calibrações (otimizações), o programa *PROGNOSIS.vi* realiza o prognóstico e expõe um tempo limite de operação segura do equipamento para aquela condição de operação dada pelo ensaio de fadiga (variação de carga).

Com as informações atualizadas dadas pelo programas de monitoramento e prognóstico, um novo ciclo de repetição se inicia, partindo das informações do sistema. Nas próximas execuções do processo da Figura 43, o programa de otimização não fará mais a calibração de todo o sistema, mas sim, apenas a identificação do dano e atualização do vetor de fator de perda.

## 7.5 IDENTIFICAÇÃO DA TRINCA

Esta etapa do processo prognóstico é uma das etapas que mais demanda tempo de processamento e esforço computacional para este trabalho. Isto ocorre porque a identificação do dano reúne a Atualização do Modelo Físico com os dados do Sistema SHM através do algoritmo de otimização.

O processo de identificação das características da trinca tem início no diagnóstico do SHM, através de eventos de EA, modificações nas amplitudes das FRF's, ou ainda, modificações nas curvas de tensões principais e também nas direções das tensões principais. Mas, a metodologia que possui maior velocidade de detecção de trincas é a EA.

### 7.5.1 Detecção por EA

Com um baixo intervalo de tempo de monitoramento, o crescimento de trinca é observado pela técnica da EA. Isto é, as ondas elásticas de superfície detectadas pelos sensores de EA apontam para uma provável localização de uma trinca crescente no corpo de prova. Isso ocorre porque no crescimento de trinca há uma liberação de energia potencial para formação de novas superfícies e deformação plástica. Uma parte desta energia gera ondas elásticas de deformação que se propagam a uma velocidade constante no meio e vão ao encontro dos sensores. A localização dos eventos de EA para um corpo de prova de teste é visualizado na Figura 45. Nota-se que a localização não é precisa, mas possui uma curva normal de distribuição em torno de um valor médio que se encontra em 250 *mm* para a viga A2.

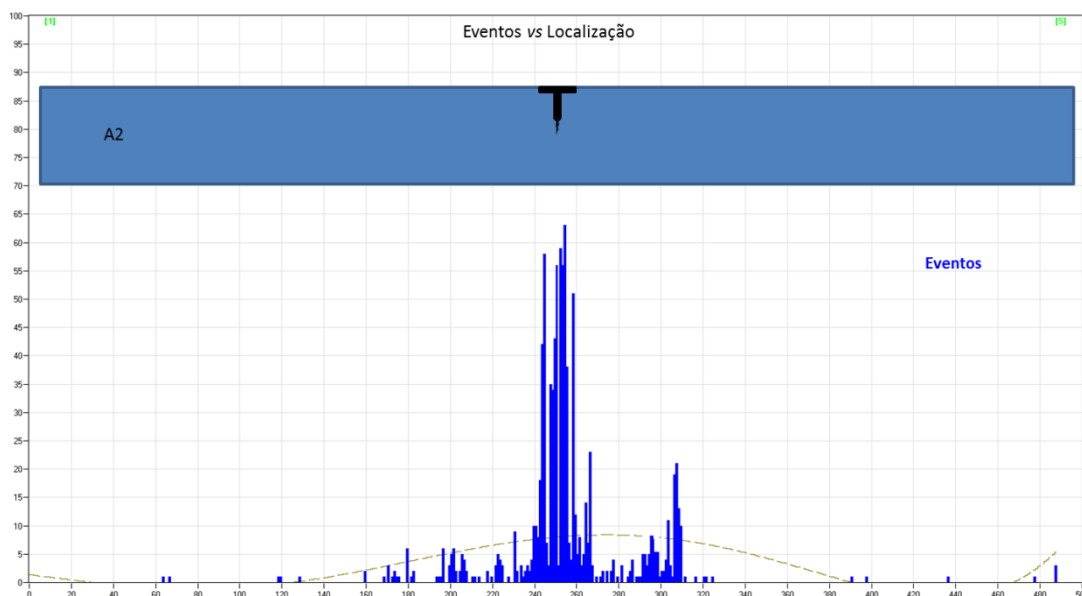


Figura 45 – Localização de eventos de EA no corpo de prova A2.

Após a detecção de uma trinca crescendo na estrutura, mesmo com uma localização não exata dada pela EA, é necessário conhecer sua correta localização e tamanho. Para isto os dados obtidos pela EA serão utilizados para limitar a região de busca da localização da trinca, através de um modelo numérico, de uma curva experimental em um ambiente de otimização. Essas são as duas características principais da trinca para prognóstico de danos. Logo, primeiramente necessita-se saber quais são as características modais iniciais do sistema em estudo.

### 7.5.2 Medições de FRF para Viga Livre

As características modais de um sistema podem ser extraídas das FRF's. Uma forma simples e precisa para obter uma boa correlação entre o modelo numérico e o experimental é submeter o sistema a uma condição livre. Ou seja, onde não há interação de outros corpos na resposta do sistema.

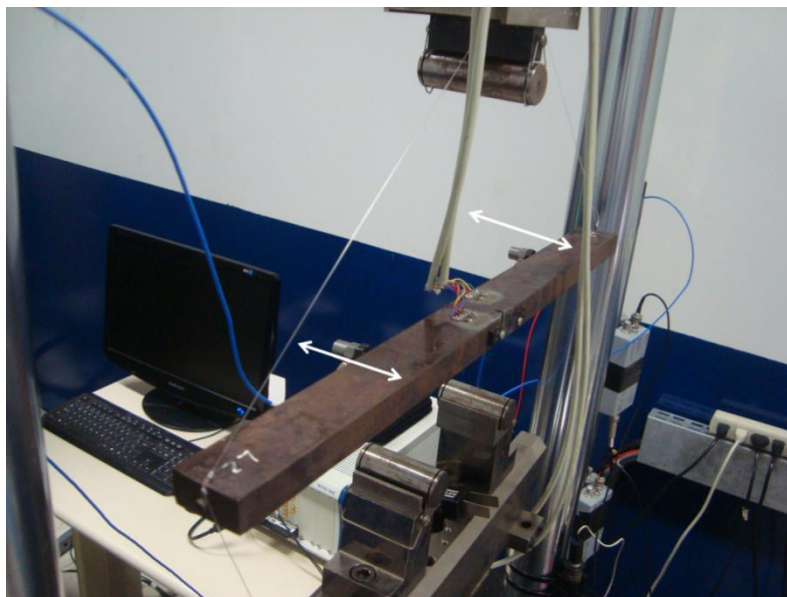


Figura 46 – Corpo de prova – condição livre. Preparação para extração da FRF.

A FRF extraída do sistema possui uma forma semelhante à apresentada na Figura 38. A partir dessa curva foi possível extrair as frequências naturais e os fatores de perda dentro de uma faixa de 0 a 2000  $Hz$  com uma resolução de 0,625  $Hz$ .

### 7.5.3 Busca por Modelo Equivalente Através de Otimização

A partir das respostas em frequência da estrutura, buscou-se criar um modelo numérico equivalente, em outros termos, um modelo que possua os resultados de simulação similares ou muito próximos se comparados com o sistema real. Para isso, usou-se o programa *CALIBRATION.vi*, apresentado anteriormente. Este programa é capaz de criar e executar um modelo em elementos finitos para extração dos parâmetros modais (frequências naturais e modos de vibração), (Figura 47).

A partir dos parâmetros modais, o programa *CALIBRATION.vi* executa operações matemáticas, equação ( 49 ) à equação ( 59 ), com o objetivo de calcular as receptâncias. Para o cálculo dessas FRF's foram utilizados os pontos onde estão instalados os acelerômetros no modelo em elementos finitos e também o ponto de impacto determinado pelo ensaio do sistema real. Os dados de posição dos sensores são retirados automaticamente a partir do arquivo \*.txt, resultado do

software *Signal - Calc®*. Posteriormente, as inertâncias do modelo numérico foram calculadas a partir da receptâncias.

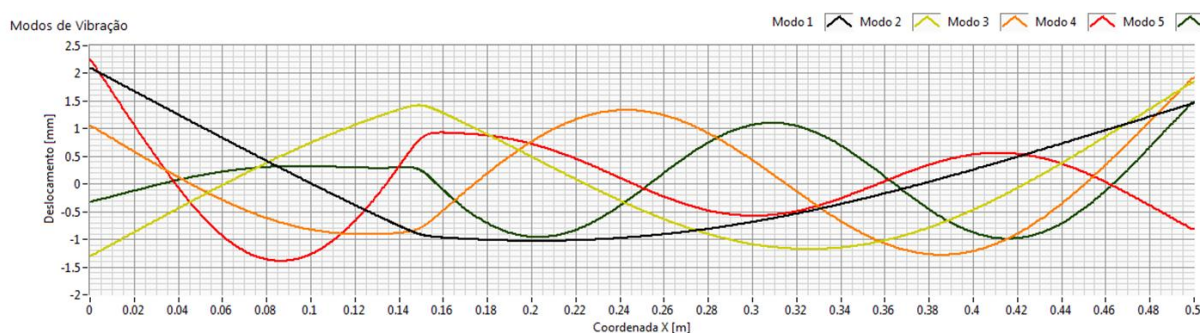


Figura 47 – Modos de vibração obtidos do modelo numérico – Elementos Finitos / *CALIBRATION.vi*

A Figura 48, esboça um gráfico de comparação do resultado da inertância, para o ponto 2 do corpo de prova CT: calculada através dos parâmetros modais resultantes do modelo em elementos finitos; e a inertância mensurada no sistema real. Verificou-se que a resposta do modelo numérico encontrou-se próxima à resposta do modelo real. Neste ponto, quando há uma resposta deste tipo, diz-se que o modelo em elementos finitos é equivalente ao sistema real.

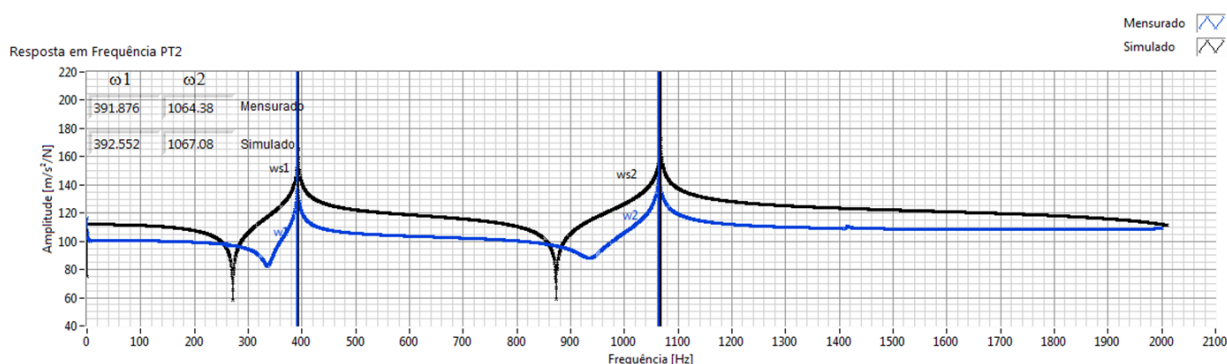


Figura 48 – Comparação de FRF's - Inertância obtida por simulação em elementos finitos e Inertância mensurada / *CALIBRATION.vi*.

### 7.5.3.1 Motor de Otimização

Para que o modelo numérico possua uma resposta equivalente à resposta de um sistema real, neste trabalho, utilizou-se uma técnica de otimização evolutiva

multivariável e multiobjetivo, comumente chamada de algoritmos genéticos, apresentada na seção 6.2.2.

#### 7.5.3.1.1 Descrição do Problema de Otimização

Os vetores projeto de projeto, para calibração do modelo de elementos finitos equivalente ao corpo de prova testado, e as funções objetivo são:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_1 = E \\ x_2 = D \\ x_3 = \nu \\ x_4 = L \\ x_5 = B \\ x_6 = H \\ x_7 = x_t \\ x_8 = t_t \\ x_9 = f_n \\ x_{10} = [\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3 \ \xi_4 \ \xi_5 \ \xi_6] \\ x_{11} = ple \\ x_{12} = pae \\ x_{13} = ee \\ x_{14} = x_{rc} \\ x_{15} = h_c \\ x_{16} = c_c \end{array} \right. \Rightarrow \quad (111)$$

$$Z = \left\{ \begin{array}{l} f_1(x) = |f_{n1_{real}} - f_{n1_{modelo}}| \\ f_2(x) = |f_{n2_{real}} - f_{n2_{modelo}}| \\ f_3(x) = |A_1(\Omega)_{n_{real}} - A_1(\Omega)_{n_{modelo}}| \\ f_4(x) = |A_2(\Omega)_{n_{real}} - A_2(\Omega)_{n_{modelo}}| \\ f_5(x) = \sqrt{|f_1(x)^2 + f_2(x)^2|} \\ f_6(x) = \sqrt{|f_3(x)^2 + f_4(x)^2|} \end{array} \right. .$$

Sendo:

$E$ , o módulo de elasticidade;

$D$ , a densidade do material;

$\nu$ , o Poisson do material;

$L$ , o comprimento da viga;

$B$ , a espessura da viga;

$H$ , a altura da viga;

$x_t$ , a localização da trinca;  
 $t_t$ , o tamanho da trinca sem contabilizar o entalhe;  
 $f_n$ , a quantidade de modos e frequências naturais a serem extraídas do modelo numérico;  
 $[\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3 \ \xi_4 \ \xi_5 \ \xi_6]$ , o vetor de amortecimento;  
 $ple$ , a profundidade da porção linear do entalhe;  
 $pae$ , a profundidade da porção angular do entalhe;  
 $ee$ , a espessura do entalhe;  
 $x_{rc}$ , a posição do rebaixo para instalação do *clip gage*;  
 $h_c$ , a profundidade do rebaixo;  
 $c_c$ , o comprimento do rebaixo;  
 $f_{n_{i_{real}}}$ , a i-ésima frequência natural do sistema real;  
 $f_{n_{i_{modelo}}}$ , a i-ésima frequência natural do modelo;  
 $f_1(x), \dots f_6(x)$ , as funções objetivo;  
 $A_i(\Omega)_{n_{real}}$ , a inertância mensurada no ponto i;  
 $A_i(\Omega)_{n_{modelo}}$ , a inertância calculada para o ponto i.

Para cada variável  $x_i$  existe uma condição  $x_{min} \leq x_i \leq x_{max}$ , determinada pelas incertezas dos equipamentos de medição ou por uma faixa de valores da literatura ou ainda através de estimativas do usuário. Essas condições de contorno foram explicadas no tópico 7.1 - Descrição do Sistema. Vide valores apresentados na Figura 108.

Verifica-se que as funções que compõe  $Z$ , nada mais são do que funções que calculam o erro, linear, ou quadrático, das frequências naturais  $f_n$ , ou inertâncias  $A_i(\Omega)_n$ .

A função objetivo é expressa da seguinte forma, e calculada separadamente como segue a equação ( 112 ):

$$\begin{aligned}
& \min(Z) \\
& \min[f_1(x)] \\
& \min[f_2(x)] \\
& \min[f_3(x)] \\
& \min[f_4(x)] \\
& \min[f_5(x)] \\
& \min[f_6(x)].
\end{aligned}
\tag{112}$$

Nesse algoritmo optou-se por não colocar restrições de igualdade ou desigualdade, sendo:

$$x \in S \subseteq R^n. \tag{113}$$

#### 7.5.3.1.2 Software de Otimização

O software utilizado como motor de otimização foi o *modeFRONTIER*® 4.3.1, da *ESTECO*™. O software possibilita a integração de vários ambientes de programação, e o ambiente *Labview*® é um deles. O *modeFRONTIER*® possibilitou a integração com o *CALIBRATION.vi*, desenvolvendo o problema de otimização já apresentado na seção 7.5.3.1.1, através de algoritmos genéticos, pela busca de solução MOGAII - *Multi Objective Genetic Algorithm II*. Os parâmetros de mutação, *crossover*, seleção natural, *etc.*, são mostrados através do *Schedule* do software, onde se define o tipo de otimização, Figura 50. O ambiente do software é ilustrado na Figura 49.



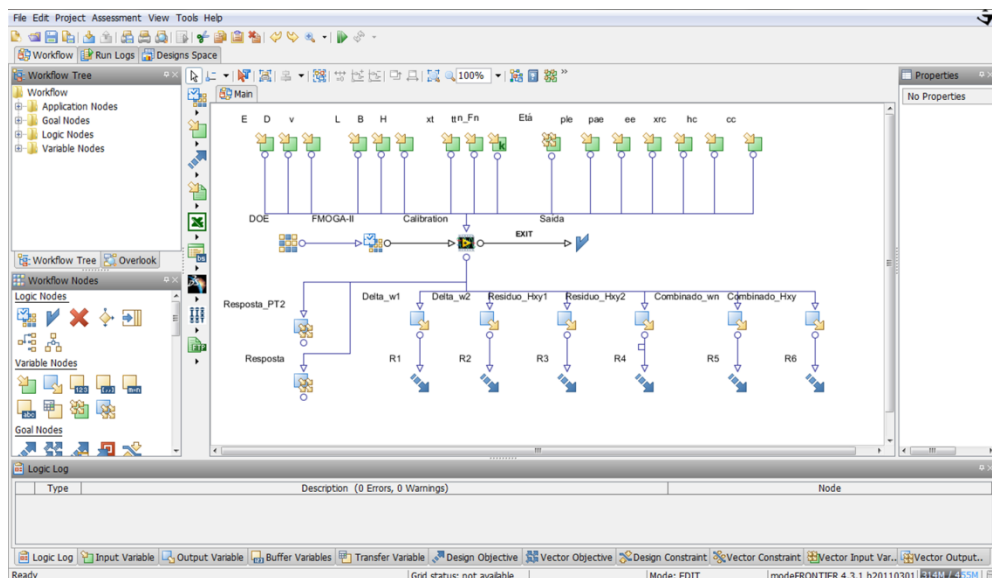


Figura 49 – Ambiente trabalho do *modeFRONTIER*®.

Seguindo a filosofia dos algoritmos genéticos, a população inicial foi definida de forma randômica dentro dos limites das variáveis. Esses limites foram definidos pela faixa de medição dos parâmetros de geometria, pela distribuição estatística da localização de trinca, dada pela técnica de EA, e por uma banda de 2% de distribuição em torno dos valores de referência, encontrados na literatura, para vetores de amortecimento e parâmetros materiais.

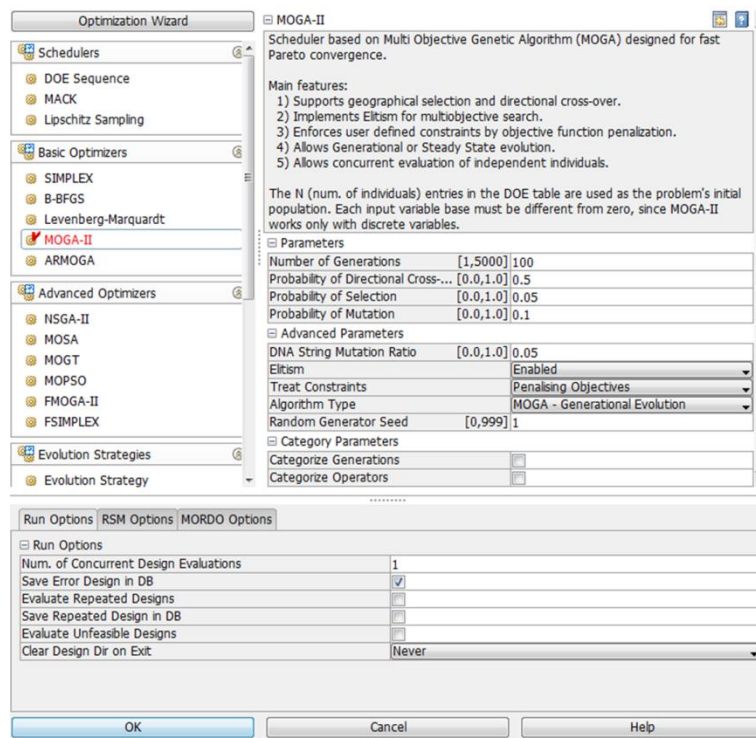


Figura 50 – Schedule do *modeFRONTIER*® - MOGAII.

Assim, quando o software é executado, cada indivíduo da população que está sob teste é enviado como parâmetro de entrada para ser executado no *CALIBRATION.vi*, este por sua vez parametriza todas as variáveis em um *script* através da linguagem APDL, e envia o arquivo para ser executado em *batch mode* no solver do *ANSYS® Multiphysics™* através de comandos do *MS-DOS™*. Os resultados em *\*.txt*, gerados pelo *ANSYS® Multiphysics™* são lidos pelo *CALIBRATION.vi*, pós-processados de acordo com a metodologia vista no início da seção 7.5.3 e enviados novamente para o software *modeFRONTIER®* que realiza a seleção dos indivíduos de acordo com as respostas obtidas das funções pertencentes a *Z* (Figura 51). Os indivíduos mais aptos farão parte da fronteira de Pareto, e que provavelmente um deles será selecionado pelo usuário, e este será considerado como o resultado final da otimização.

Portanto, na calibração inicial do sistema ocorre a minimização dos objetivos (erros entre modelo e estrutura real), obtendo-se um modelo equivalente que reproduz respostas equivalentes à estrutura real. Além disso, determinam-se também o tamanho de trinca e sua posição, dados fundamentais para o prognóstico de danos.

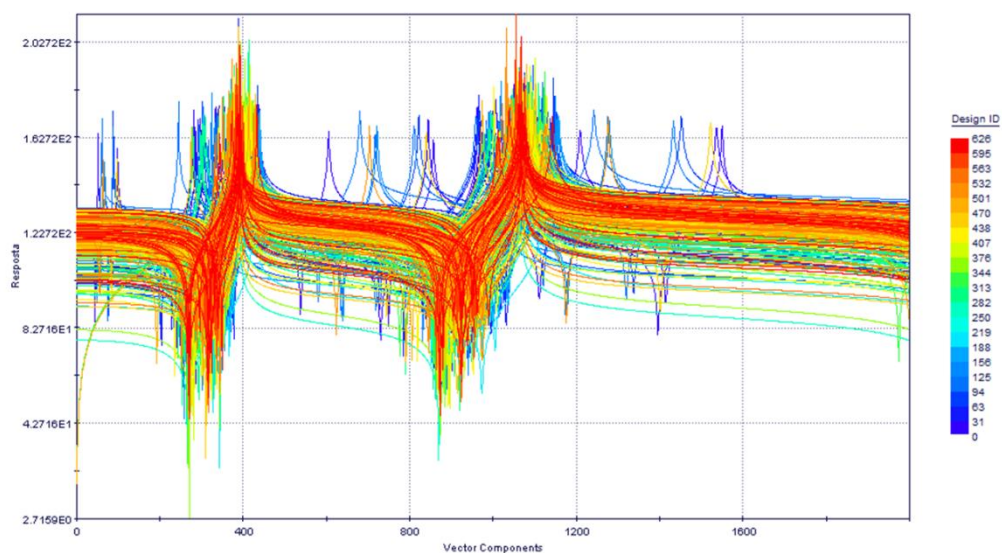


Figura 51 – FRF - Resultado de *n* indivíduos testados no algoritmo de otimização.

Assim como o programa possui a capacidade de realizar a calibração das variáveis de projeto, parametrizando toda a estrutura para a modelagem numérica,

ele também pode fixar algumas e utilizar apenas as restantes. Isso foi aplicado no processo de prognóstico da seguinte forma:

- Calibração do sistema; Todas as variáveis de projeto contribuem com os conjuntos de valores possíveis na busca de um resultado ótimo. O sistema inteiro é calibrado para definição de um modelo equivalente. A identificação da trinca (localização e tamanho) também são resultados desse processo. Essa calibração ocorre somente uma única vez, no início do teste, durante o primeiro ciclo do processo prognóstico.
- Identificação da trinca; O modelo equivalente, encontrado anteriormente, necessita de atualização apontada pelo SHM. A hipótese adotada estabeleceu que não tem variação de parâmetros de geometria nem de parâmetros materiais da estrutura; e ainda, se uma trinca foi localizada ela não mudará de direção durante seu crescimento. Dessa forma, todas as variáveis de projeto são fixadas, com exceção do tamanho da trinca e do vetor de amortecimento.

O algoritmo de otimização, como comentado no capítulo anterior, não fornece apenas uma resposta, mas sim, vários resultados ótimos que pertencem à fronteira de Pareto. Aplica-se então, um filtro de dados, onde se busca reduzir a quantidade de indivíduos apontados no conjunto solução.

## 7.6 MODELO DE PROGNÓSTICO E ESTIMATIVA DA VIDA REMANESCENTE

A utilização de conceitos de mecânica da fratura, principalmente a lei de Paris e o cálculo do comprimento limite de trinca, permite determinar a vida útil restante da estrutura. Sendo assim, a última etapa do processo de prognóstico é apresentada nesta seção.

O primeiro passo é determinar o tamanho tolerável de trinca,  $a_{tol}$ , para a estrutura em questão a partir de um parâmetro de falha. Neste projeto foi realizado a partir de um  $K_{IC}$  estimado. Esta estimativa deve incluir um coeficiente de segurança, ou seja, um valor de  $a_{tol} < a_{crit} = \frac{(K_{IC}/\sigma_{max})^2}{\pi f(a/W)}$ . Isso é realizado para que o prognóstico seja conservador, similar a um coeficiente de segurança

O cálculo do tamanho tolerável de trinca pode ser dado pela equação ( 78 ) além de outros fundamentos apresentados no capítulo 5 desta dissertação.

Dependendo do tipo de controle do teste, a mudança da carga aplicada pode modificar-se ao longo do número de ciclos. Assim sendo, o tamanho de trinca tolerável também muda e deve ser atualizado.

O segundo passo é a identificação do tamanho da trinca após certo número de ciclos, já descrito. Os dados de tamanho da trinca são plotados em função do tempo (ciclos de carregamento). Isto é necessário para que se possa aplicar uma curva de prognóstico pela lei de Paris a partir dos dados plotados e se obter uma previsão do crescimento da mesma.

O modelo para esta identificação foi feito a partir da eq. ( 90 ) e da eq. ( 91 ), as quais podem ser utilizadas para calcular o número de ciclos necessários para atingir a trinca final a partir de uma trinca inicial de referência. É válido lembrar que a equação ( 91 ) foi obtida para um  $\Delta K$ , considerado constante entre  $a_i$  e  $a_f$ .

No trabalho de Presezniak (2007), a equação ( 91 ) foi utilizada com parâmetros ajustáveis ( $C$ ,  $m$  e  $Y$ ), onde não se conheciam as propriedades materiais das vigas. O modelo de prognóstico foi obtido isolando-se o tamanho de trinca atual na equação ( 91 ). Portanto, é possível achar uma equação que descreva o tamanho atual da trinca em função do número de ciclos entre esta e a anteriormente medida. Esta equação é dada por:

$$a_{i+dn} = \left[ \frac{1}{\frac{1}{a_i^{\left(\frac{m-2}{2}\right)}} - \frac{n(m-2)C\pi^{\frac{m}{2}}\Delta\sigma^m Y^m}{2}} \right]^{\left(\frac{2}{m-2}\right)} \quad (114)$$

onde,  $a_{i+dn}$  indica o tamanho da trinca após  $dn$  ciclos. Presezniak (2007), ainda realizou um ajuste de curva por mínimos quadrados dos dados mensurados e a equação ( 114 ). Essa metodologia possibilitou extrair os parâmetros  $C$ ,  $m$  e  $Y$  dos corpos de estudo.

Este trabalho foi iniciado seguindo os passos de Presezniak (2007), mas constatou-se que a metodologia empregada em seu trabalho só pode ser aplicada em casos onde a variação de carga é constante em função do número de ciclos. As vigas  $CT$  e  $A2$  desta dissertação foram ensaiadas com condições de  $\Delta\sigma$  variável,

pelo qual verificou-se a necessidade de um pós-processamento de dados e alterações na metodologia. As explicações sobre a mudança de modelo prognóstico são apresentadas a seguir.

#### 7.6.1 Uso da Lei de Crescimento Para Prognóstico

Assim como Presezniak (2007), esse trabalho utilizou como referência a equação ( 114 ) para modelar uma curva de prognóstico. Mas, diferentemente do autor citado, a modelagem foi realizada a partir de valores conhecidos e fixados dos parâmetros do material  $C$  e  $m$  e, de valores calculados em função da carga e do comprimento de trinca do fator de forma  $Y$ . Dessa forma, tem-se um modelo de crescimento de trinca ajustável e que descreve a evolução do tamanho da mesma em função da variação de carga em diversas situações.

O tamanho real de crescimento de trinca pode ser dado tanto pela metodologia de calibração já comentada na seção 7.5, por medições e calibrações periódicas, mas também pode ser medida através da estimativa da *compliance* em tempo real. Quando a curva de prognóstico atinge o valor de tamanho de trinca tolerável, o ponto de intersecção fornece o número de ciclos correspondente,  $N_f$ . A diferença do número de ciclos entre o fornecido pelo modelo prognóstico e tamanho de trinca atual,  $N_i$ , é dada por:

$$\Delta N = N_f - N_i \quad ( 115 )$$

Conhecendo a frequência de carregamento da estrutura durante o teste, é possível transformar a diferença de ciclos em uma estimativa de tempo para que uma ação possa ser tomada antes da trinca atingir o tamanho tolerável, ou seja a determinação de vida remanescente, conforme pode ser observado na Figura 52.

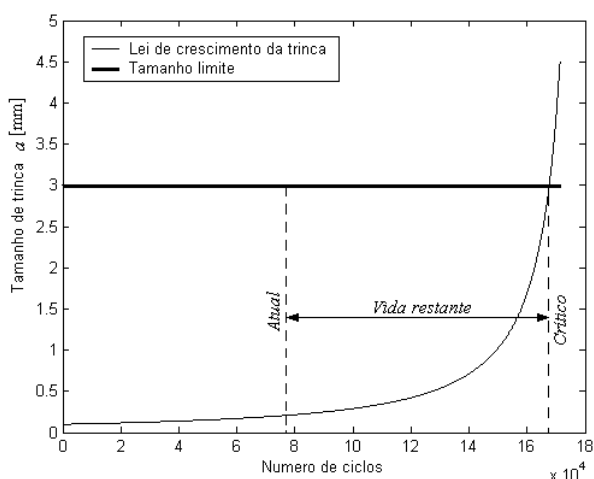


Figura 52 – Curva de crescimento de trinca em função do número de ciclos com  $\Delta\sigma$  constante.

Fonte: (PRESEZNIAK, 2007).

Toda a metodologia de prognóstico proposta foi implementada em outro programa independente, em linguagem *Labview®*, chamado *PROGNOSTIC.vi*. Esse programa faz uso dos dados de monitoramento armazenados em disco, mas também pode processar em paralelo, em tempo real juntamente com o *MONITORA.vi*. Naturalmente, quanto maior a quantidade de pontos mensurados em função do tempo, o modelo de prognóstico converge mais rapidamente no *PROGNOSTIC.vi*. A Figura 85 mostra a interface com o usuário do programa.

## 8 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Apresentam-se nesse capítulo os resultados obtidos da parte numérico-experimental do trabalho e as discussões relacionadas.

Nota 1: Não foi possível atingir o tamanho de trinca limite próximo a uma ruptura catastrófica para nenhuma das vigas, pois o *clip-gage* chegou a seu valor de abertura máximo (12 mm) e portanto não foi possível continuar o ensaio com controle de  $\Delta K$ . Desta forma, os ensaios foram finalizados nesta condição.

Nota 2: Durante um intervalo de tempo do ensaio da estrutura *CT*, aconteceu algo com o sistema de aquisição. Uma parcela dos arquivos de dados foi corrompida. É por esse motivo que existe uma falta de pontos de aquisição no gráfico de crescimento de trinca, uma menor quantidade de dados se comparado aos resultados da viga A2, e a não apresentação dos resultados de EA para essa viga.

### 8.1 TESTE DE REFINO EM ELEMENTOS FINITOS

Para configurar o refinamento de malha utilizado pelo software *CALIBRATION.vi* foram realizados muitos testes de forma manual e iterativa. A melhor configuração foi obtida quando, a partir de um tamanho de elemento usado, as respostas das frequências naturais do modelo não sofriam variação dentro da tolerância especificada (0.05 Hz), portanto chegou-se a um tamanho de elemento de:

- 5,2 mm para a malha grossa do componente -  $t_{elem}$ ;
- 0,325 mm para a malha na seção da trinca -  $t_{elem}/16$ ;
- 0,1625 mm ao entorno da trinca -  $t_{elem}/32$ .

Esses valores de tamanho de elemento foram usados em todas as simulações com o MEF.

A Figura 53 ilustra a resposta dos modos de vibrar para as três primeiras frequências naturais de uma das viga com trinca.

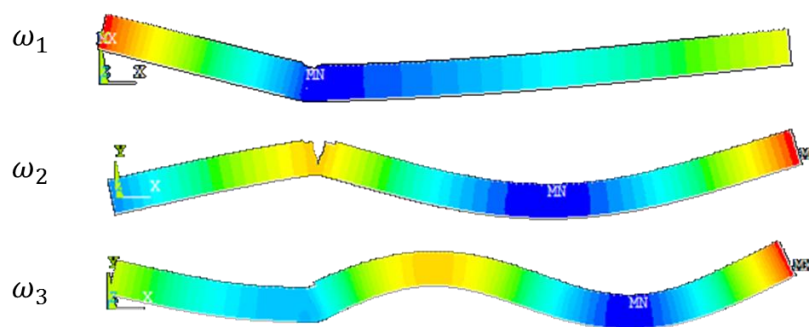


Figura 53 – Modos de vibrar para as três primeiras frequências naturais de uma viga com trinca.

## 8.2 RESULTADOS DO PROBLEMA DE OTIMIZAÇÃO

Conforme descrito no capítulo 6, seção 6.2.1.1, o algoritmo de otimização multiobjetivo não possui uma solução única. Mas, para dar continuidade à realização dos experimentos, houve a necessidade de se escolher a melhor solução dentro do conjunto de soluções possíveis (fronteira de Pareto), (Figura 54). Para isso, alguns filtros foram usados, como descritos na seção 7.5.3.1.2 . Dessa forma uma solução única foi escolhida.

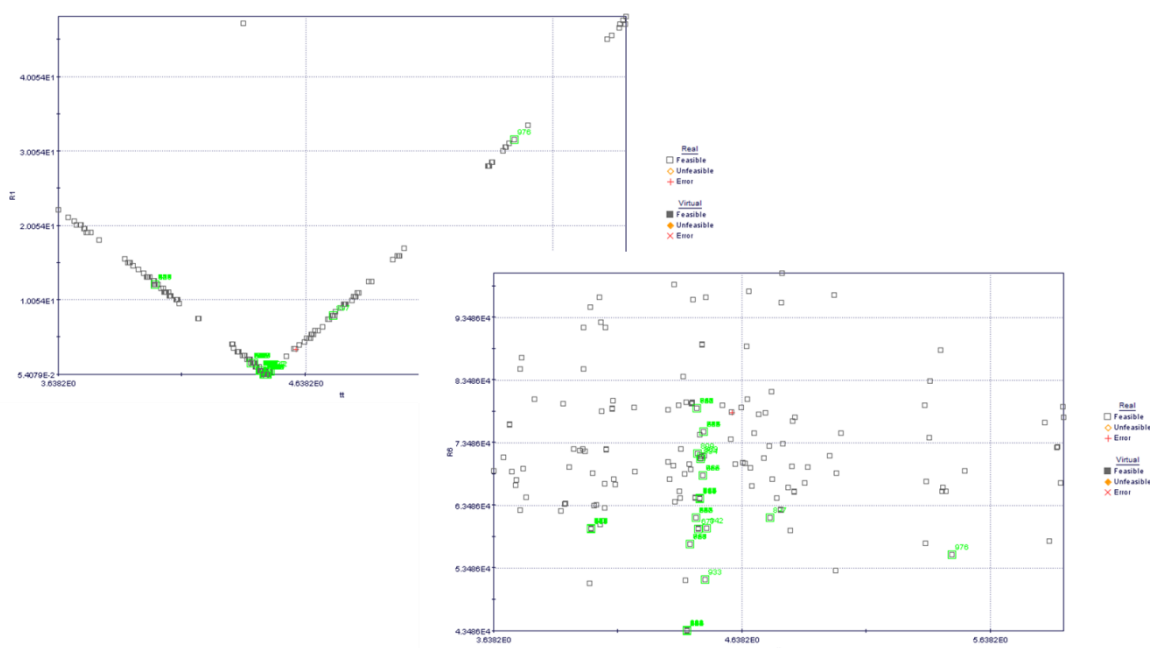


Figura 54 – Fronteira de Pareto – Conjunto de soluções ótimas



A tabela 7 apresenta o resultado das variáveis que fazem parte da solução escolhida durante a calibração do sistema, para as duas estruturas testadas.

Tabela 4 – Resultados da Calibração do Sistema

<i>Variável</i>	<i>CT</i>	<i>A2</i>	<i>Unidade</i>
<i>E</i>	201,4000	207,1000	<i>GPa</i>
<i>D</i>	7934,000	7712,000	<i>kg/m<sup>3</sup></i>
<i>ν</i>	0,28600	0,28900	-
<i>L</i>	0,49976	0,49949	<i>m</i>
<i>B</i>	0,01303	0,01858	<i>m</i>
<i>H</i>	0,02463	0,03735	<i>m</i>
<i>x<sub>t</sub></i>	0,14996	0,25060	<i>m</i>
<i>t<sub>t</sub></i>	0,00359	0,00576	<i>m</i>
<i>ω<sub>n</sub></i>	6,00000	6,00000	-
<i>pl<sub>e</sub></i>	0,01040	0,00464	<i>m</i>
<i>pa<sub>e</sub></i>	0,00239	0,00231	<i>m</i>
<i>e<sub>e</sub></i>	0,00221	0,00225	<i>m</i>
<i>x<sub>rc</sub></i>	0,14245	0,24251	<i>m</i>
<i>h<sub>c</sub></i>	0,00192	0,00190	<i>m</i>
<i>c<sub>c</sub></i>	0,01572	0,01573	<i>m</i>

### 8.3 IDENTIFICAÇÃO DA TRINCA

Os resultados da calibração inicial do sistema permitiram converter grande parte das variáveis como constantes para os ciclos subsequentes do processo prognóstico, uma vez que, de acordo com a hipótese, não há alterações de geometria e de propriedades materiais da estrutura. Considerou-se também, que a fissura cresce apenas na direção perpendicular ao comprimento da viga e na localização dada pela primeira calibração.

Para obter o tamanho de trinca do modelo numérico, comparável com a teoria de mecânica da fratura, a seguinte transformação deve ser feita:

$$a = pl_e + pa_e + t_t \quad (116)$$

No decorrer do teste de fadiga, o tamanho de trinca foi monitorado por duas técnicas diferentes: *compliance* (CMOD – dado pelo *clip gage* vs P) e outra manualmente por uma escala com 0,02mm de resolução. Esses valores serviram como referências de comparação dos valores dados pelo método de medição das FRF's e TONL com o modelo numérico. Seguem abaixo, na tabela 6, os valores

obtidos por essas três técnicas no mesmo intervalo de medição para a viga *CT*, e na tabela 7 para a viga *A2*.

Tabela 5 – Comparação de tamanhos de trinca entre técnicas de medição - *CT*

<i>CT</i>	<i>Algoritmos Genéticos</i>	<i>Clip Gage</i>	<i>Escala – Superfície</i>
<b>a_0</b>	16,37 mm	16,37 mm	15,62 mm
<b>a_1</b>	17,26 mm	17,14 mm	16,78 mm

Tabela 6 – Comparação de tamanhos de trinca entre técnicas de medição – *A2*

<i>A2</i>	<i>Algoritmos Genéticos</i>	<i>Clip Gage</i>	<i>Escala – Superfície</i>
<b>a_0</b>	9,04 mm	9,56 mm	8,82 mm
<b>a_1</b>	12,69 mm	12,93 mm	12,64 mm
<b>a_2</b>	17,75 mm	17,86 mm	17,2 mm

Verifica-se que as medições do tamanho de trinca em tempo real fornecidas pelo *clip gage* são muito próximas aos valores dado pelo algoritmo de otimização comprovando a eficácia do mesmo. O maior erro encontrado é de 0,7% para a viga *CT* e de 5,4% para a viga *A2*. Acredita-se que a viga *A2* possua o maior erro porque o algoritmo de otimização foi parado com muito menos valores de teste se comparados com a viga *CT*. A diferença entre números de iterações foi aproximadamente de seis vezes.

A redução do número de iterações foi realizada com o intuito de diminuir o tempo total gasto para se encontrar o resultado através da metodologia usada, o que ocasionou um aumento de imprecisão dos resultados se comparados aos valores dados pelo *clip gage*.

Tabela 7 – Alterações na frequência natural com o tamanho de trinca - *CT*

<i>CT</i>	<i>a_0</i>	<i>a_1</i>
<b><math>\omega_1</math></b>	392,8 Hz	369,9 Hz
<b><math>\omega_2</math></b>	1064,9 Hz	1034,0 Hz
<b><math>\omega_3</math></b>	2470,6 Hz	2454,6 Hz
<b><math>\omega_4</math></b>	4031,4 Hz	3964,0 Hz

Durante o crescimento de trinca em uma estrutura, como é de se esperar, ocorre a perda de rigidez. Notou-se que as frequências naturais são decrescentes em função do avanço no crescimento de trinca.

Os valores das frequências naturais do modelo estão apresentadas na tabela 8 e na tabela 9 para as estruturas *CT* e *A2* respectivamente. Vide Figura 55 para ilustrar os dados das tabelas.

Tabela 8 – Alterações na frequência natural com o tamanho de trinca – A2

A2	a_0	a_1	a_2
$\omega_1$	743,3 Hz	703,2 Hz	625,4 Hz
$\omega_2$	2083,9 Hz	2083,2 Hz	2081,1 Hz
$\omega_3$	3779,7 Hz	3647,1 Hz	3403,8 Hz
$\omega_4$	5097,2 Hz	4993,9 Hz	4815,7 Hz

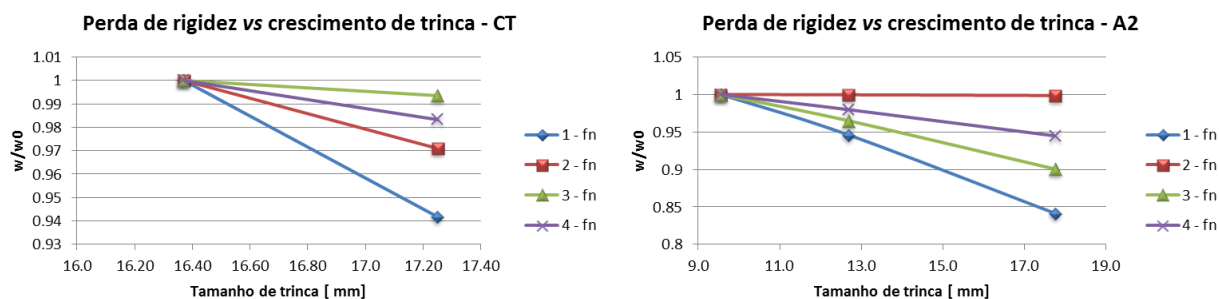
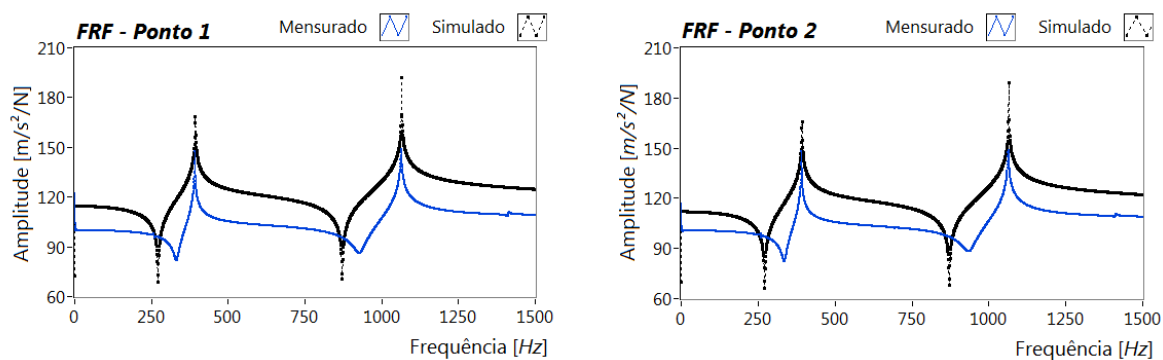
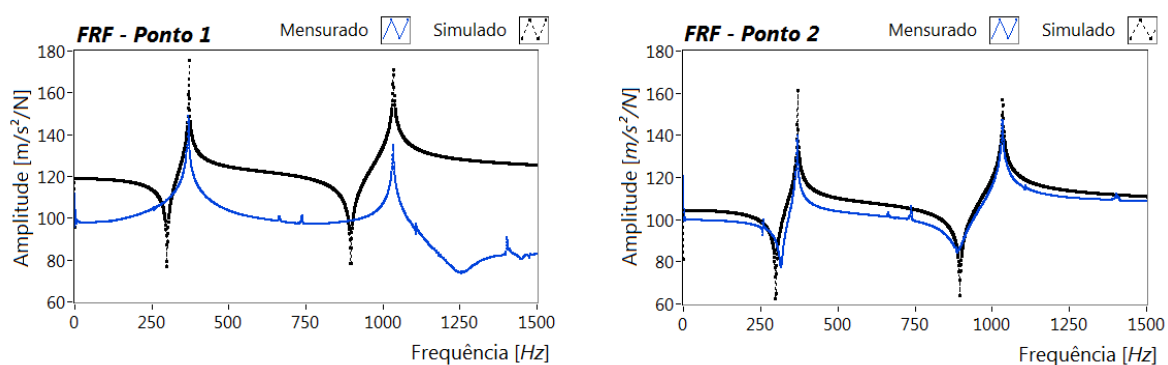
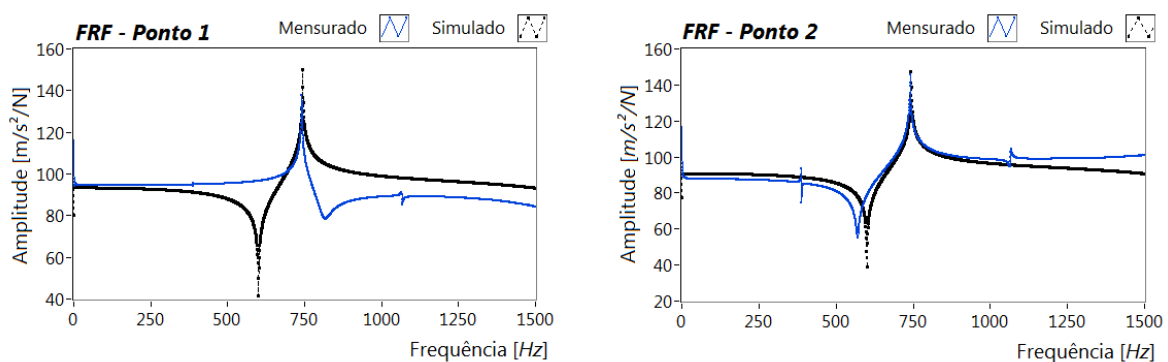


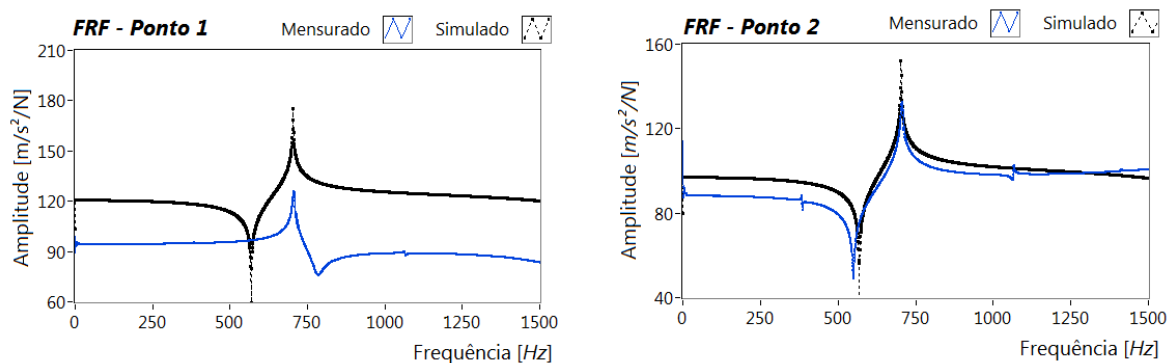
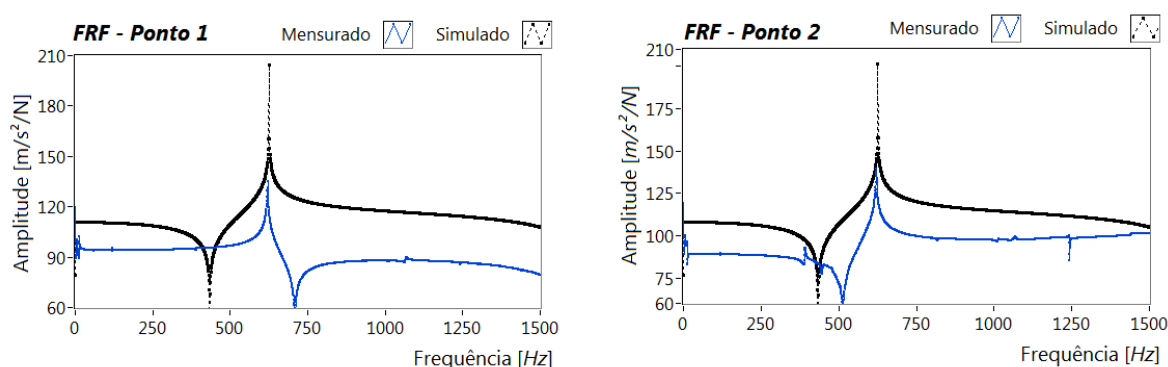
Figura 55 – Gráficos que demonstram a perda de rigidez e a consequente redução nas frequências naturais para as estruturas CT e A2

É válido lembrar que uma estrutura pode variar sua frequência natural devido a fatores externos e ambientais, como exemplo, as variações de temperatura. Mas neste trabalho esse fator é desconsiderado, pois a temperatura ambiente de laboratório é constante e em torno de 25<sup>0</sup>C.

Da Figura 56 à Figura 60 estão apresentados os gráficos das FRF mensuradas, dos pontos onde os acelerômetros foram instalados, contrapostas com as FRF obtidas via cálculo e modelo numérico. As curvas na cor azul representam as FRF mensuradas e as curvas na cor negra representam as FRF obtidas pelo modelo e algoritmo de otimização.

Foi concedido um peso maior nos filtros das funções objetivo que calculavam as diferenças das frequências naturais em comparação as funções objetivo que calculavam as diferenças entre as FRF.

Figura 56 – Estrutura CT – tamanho de trinca  $a_0$ Figura 57 – Estrutura CT – tamanho de trinca  $a_1$ Figura 58 – Estrutura A2 – tamanho de trinca  $a_0$

Figura 59 – Estrutura A2 – tamanho de trinca a<sub>1</sub>Figura 60 – Estrutura A2 – tamanho de trinca a<sub>2</sub>

#### 8.4 CONSTANTES MATERIAIS PARA A LEI DE PARIS

Durante os testes de fadiga a máquina de ensaio variava o  $\Delta K$  em função do tamanho atual de trinca. Os dados de  $\Delta K$ , tamanho de trinca e número de ciclos foram adquiridos e gravados em arquivo pelo programa *MONITORA.vi*. Essa operação possibilitou criar um gráfico *log – log* da velocidade do crescimento de trinca pela variação do fator intensidade de tensões. Esse gráfico pode ser visto na Figura 61. Nota-se que os pontos experimentais possuem uma tendência linear.

Ao linearizar o gráfico em função da Lei de Paris, equação ( 89 ), é possível extrair os parâmetros  $C$  e  $m$ .

Tabela 9 – Parâmetros da equação de Paris

Aços	$C$	$m$
Martensíticos - ASM HANDBOOK, 1996	$1,35 \cdot 10^{-10}$	2,25
Obtido pelo ensaio do CP A2	$1,48 \cdot 10^{-11}$	2,79
Ferríticos-Perlíticos - ASM HANDBOOK, 1996	$6,9 \cdot 10^{-12}$	3,00

Os parâmetros calculados,  $C$  e  $m$ , estão apresentados na tabela 10 com a finalidade de comparar com dados reais obtidos da literatura. Verifica-se que os parâmetros possuem a mesma ordem de grandeza e a relação de linearização dos dados experimentais,  $R^2$ , é de aproximadamente 1, a partir do qual conclui-se que existe a correlação linear.

## 8.5 SHM

A identificação da trinca nas estruturas de estudo foi possível graças à instrumentação usada no sistema SHM (comentado no capítulo 7). Dentre as técnicas utilizadas, a principal foi a TONL usada para minimizar o erro entre repostas das FRF's da estrutura real e as obtidas do modelo numérico. E ainda, a partir de toda a instrumentação existente, também foi possível obter indicadores *on-line* de alteração do estado da estrutura.

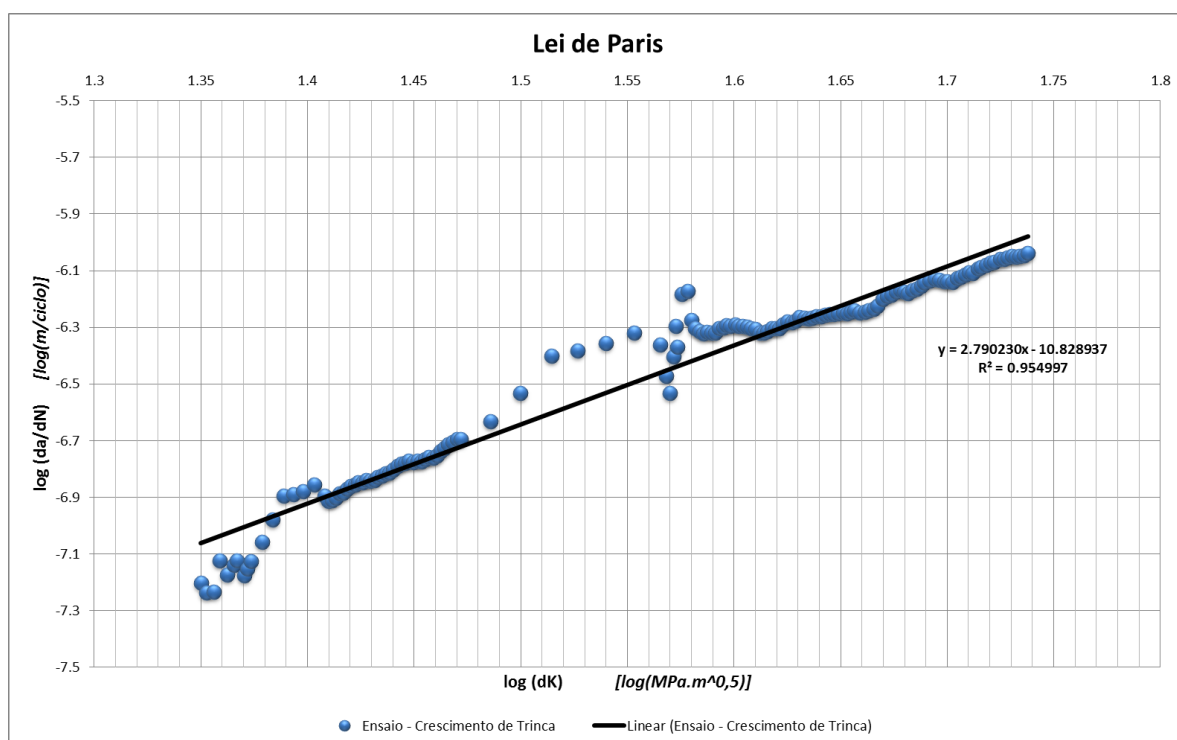


Figura 61 – Gráfico da velocidade do crescimento de trinca em função da variação do fator intensidade de tensões.

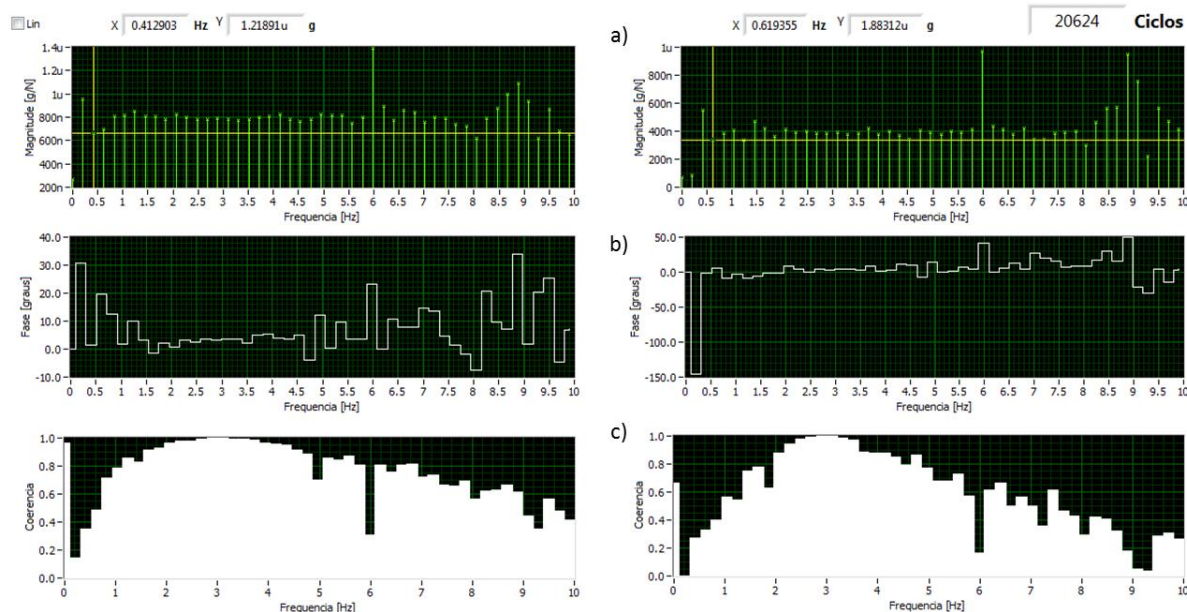


Figura 62 – Programa *MONITORA.vi*. Gráficos de monitoramento de FRF's para os dois acelerômetros instalados. a - Inertância. b – Fase. c - Coerência.

### 8.5.1 Monitoramento do Ensaio

O programa *MONITORA.vi* foi criado com o objetivo de apresentar as medições em tempo real de toda a instrumentação instalada nas estruturas e, deste modo, possibilitar as avaliações de alterações de carregamento e de crescimento de trinca. As Figura 62, Figura 63, Figura 64 e Figura 65 apresentam de forma geral como os resultados de monitoramento são apresentados no programa para fins de avaliação durante o ensaio.

As rosetas extensométricas foram instaladas para avaliar as alterações no campo de tensões no entorno da trinca em função do crescimento da mesma. Os dois círculos de Mohr mostrados na Figura 65 permitem visualizar as direções apontadas pelas tensões principais na viga A2, dadas pelas duas rosetas instaladas. Verifica-se que durante o ciclo 13126 do ensaio, a direção da tensão principal máxima para a roseta 1 era de aproximadamente  $41^\circ$ , ( eixo longitudinal da viga usado como referência). Esse valor é coerente, pois o ponto de instalação desta roseta encontrava-se longe da trinca (Figura 66). Ao contrário da roseta 1, a roseta 2 indicou uma inclinação de  $0,8^\circ$  da tensão principal máxima, também coerente, porque o ponto de instalação encontrava-se alocado na mesma altura da ponta da trinca para esse ciclo.



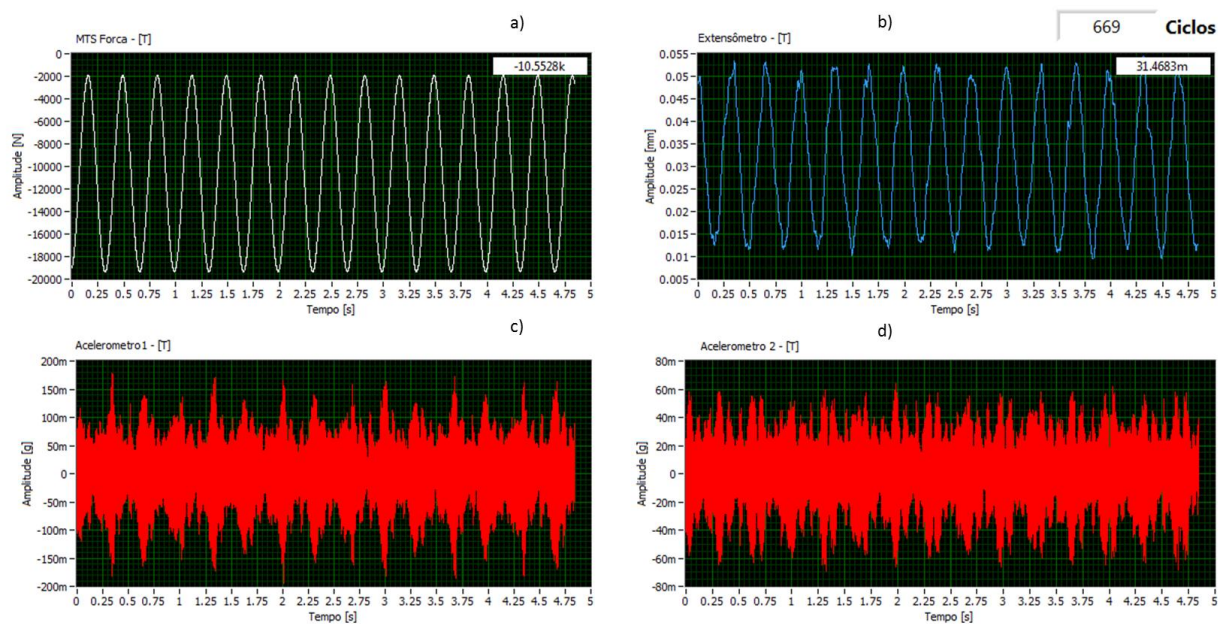


Figura 63 – Programa *MONITORA.vi*. Gráficos temporais. a – Força aplicada. b – CMOD. c – Vibração do acelerômetro 1. d – Vibração do acelerômetro 2.

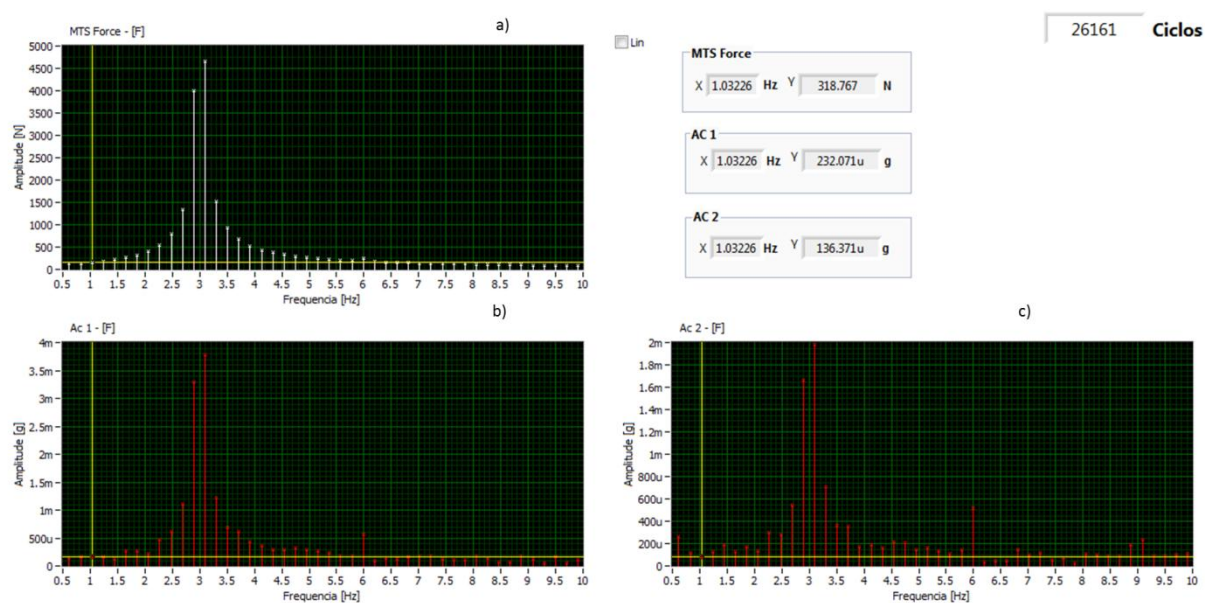


Figura 64 – Programa *MONITORA.vi*. Sinais no domínio da frequência: a – Força aplicada. b – Vibração do acelerômetro 1. c – Vibração do acelerômetro 2.



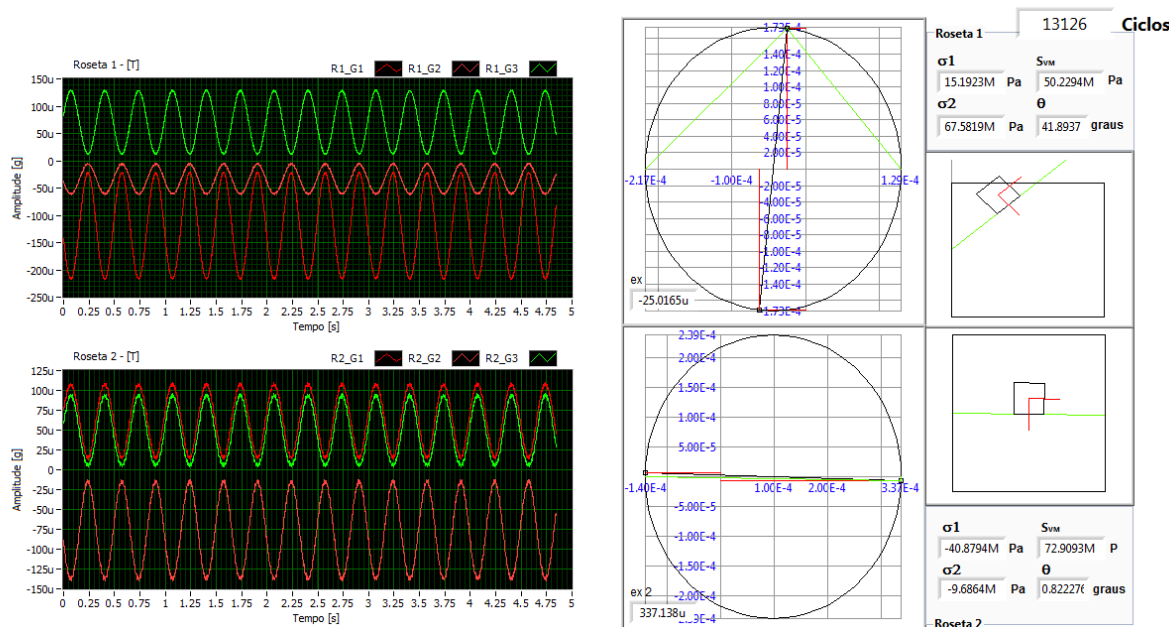


Figura 65 – Programa *MONITORA.vi*. Sinais temporais de deformação nas rosetas 1 e 2 , cálculo das tensões principais e cálculo da orientação destas tensões através do círculo de Mohr.

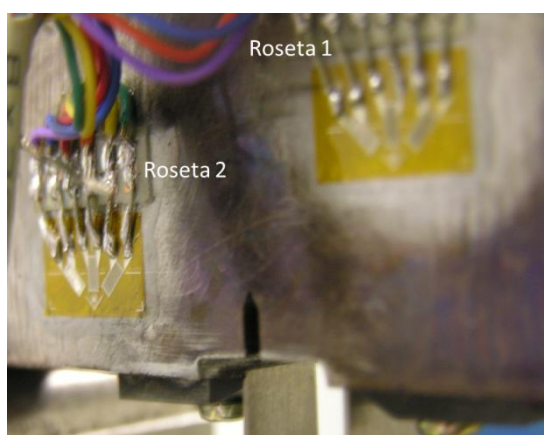


Figura 66 – Local de instalação das rosetas extensométricas 1 e 2 na viga A2 .

Uma possibilidade não testada nesse trabalho, através da configuração das leituras das rosetas, é a avaliação do crescimento de trinca dada pela triangulação da direção das tensões principais e a alteração dos campos de tensão, sendo o carregamento conhecido.

### 8.5.1.1 Tendências das Respostas do Monitoramento da viga CT

As Figura 67 e Figura 68 apresentam a evolução de algumas das variáveis adquiridas pelo programa MONITORA.vi e apresentadas no programa PROGNOSIS.vi durante todo o ensaio da viga CT.

Os gráficos das Figura 67 e Figura 68 apresentam algumas discontinuidades em um determinado período de tempo, principalmente no gráfico da amplitude máxima das FRF's mensuradas. Acredita-se que o motivo disso foi a instalação dos acelerômetros com cera de abelha, somado ao reposicionamento da viga para ensaio após medição da inertância na viga em condição livre.

A tendência do gráfico  $H1-H2$  é sempre crescente, já que na medida em que a trinca cresce, a viga perde rigidez. Este resultado é obtido a partir do gráfico do programa MONITORA.vi ilustrado na Figura 62.

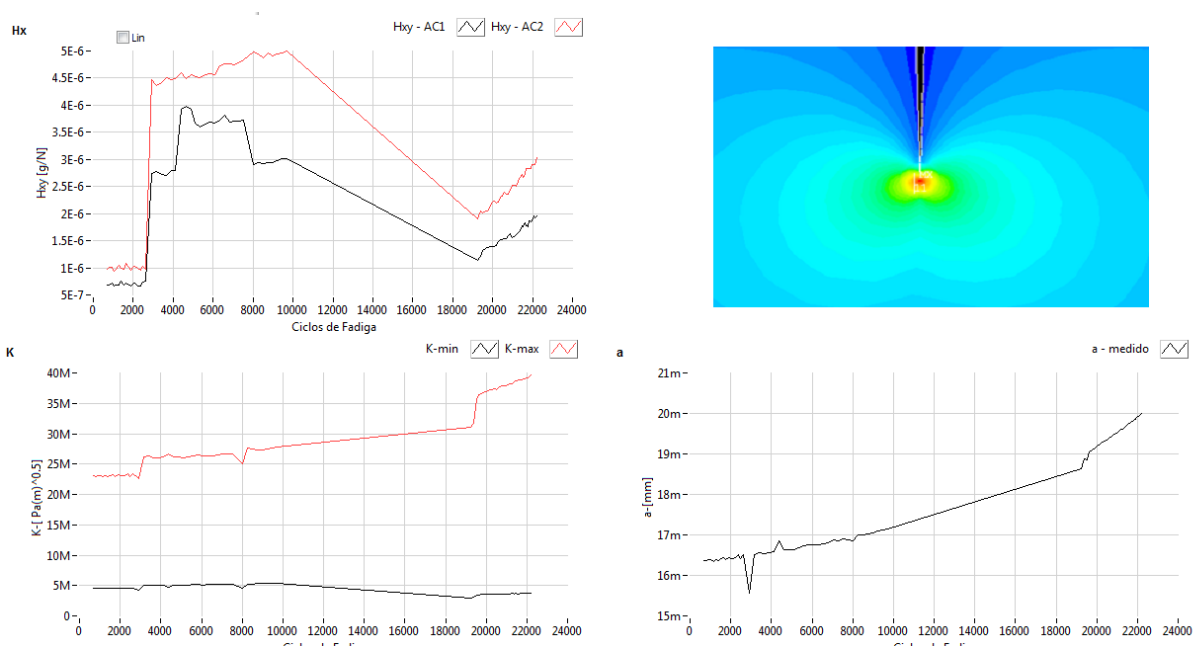


Figura 67 – Amplitude máxima das FRF's mensuradas,  $K_{max}$  e  $K_{min}$  de norma e tamanho de trinca em função dos ciclos de fadiga para a viga CT- Programa PROGNOSIS.vi

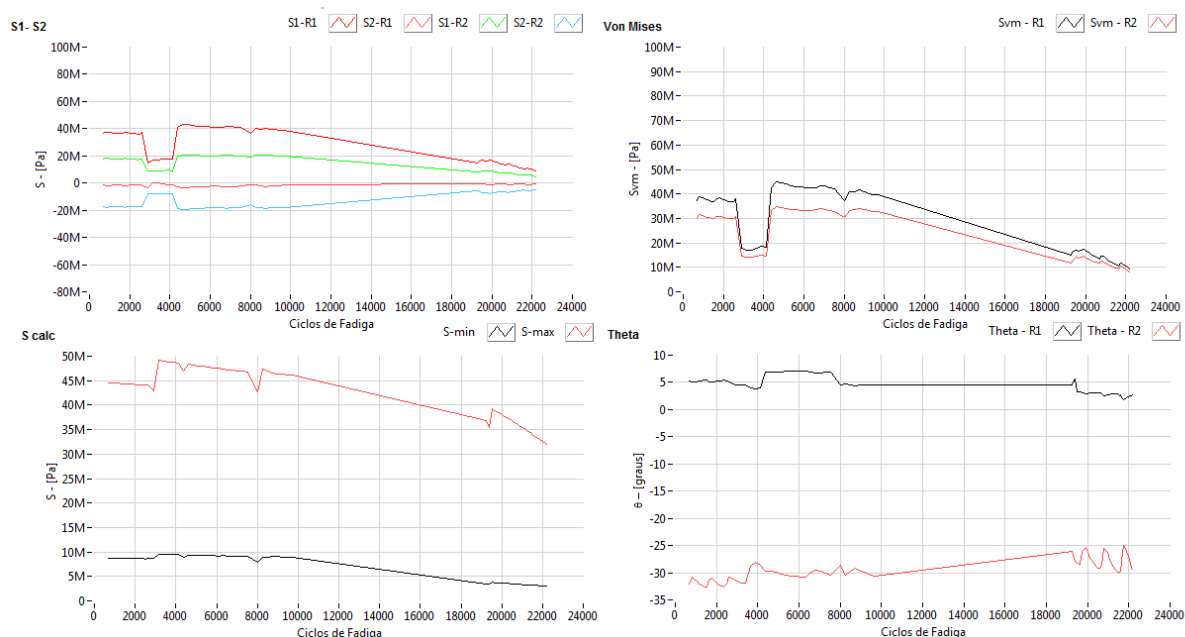


Figura 68 – Dados gráficos em função de ciclos de fadiga para a viga *CT*. Gráfico S1-S2: Tensões principais das rosetas. Gráfico S calc: Variação de tensões aplicadas na viga. Gráfico Von Mises: Tensões equivalentes de Von Mises nas rosetas. Gráfico Theta: Inclinação da direção das tensões principais em relação ao eixo longitudinal da viga. - Programa *PROGNOSIS.vi*

Os gráficos da Figura 68 ilustram o comportamento das tensões mensuradas com o crescimento de trinca. Todos os gráficos sofrem alterações ao longo do tempo, por isso funcionam como indicadores de crescimento de trinca.

#### 8.5.1.2 Tendências das Respostas do Monitoramento da viga A2

As Figura 69 e Figura 70 apresentam a evolução de algumas das variáveis adquiridas pelo programa *MONITORA.vi* e apresentadas no programa *PROGNOSIS.vi* durante todo o ensaio da viga A2.

Assim como a viga *CT* apresentou alguns problemas de transição nas medições de FRF (viga livre) devido a falhas operacionais, o ensaio da viga A2 apresentou um pequeno problema no início do ensaio. Uma das grades de medição da roseta 1 estava com defeitos de soldagem e realizou medições erradas. Isto explica o salto na direção da tensão principal para a roseta 1 na Figura 70.

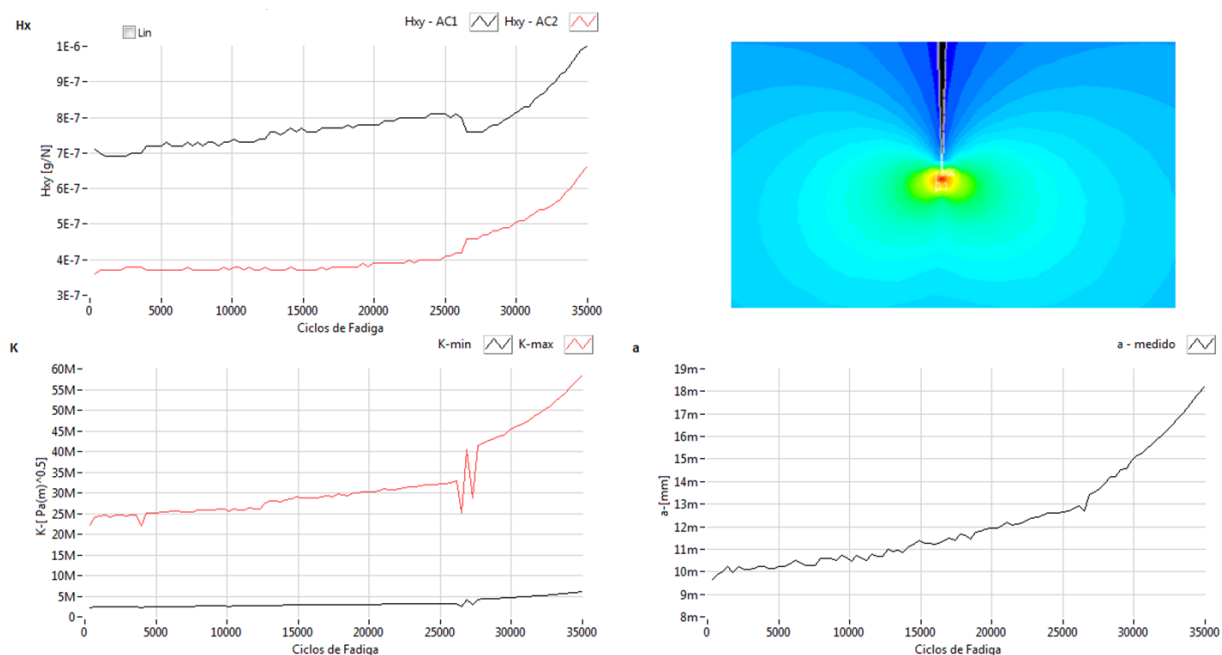


Figura 69 – Amplitude máxima das FRF's mensuradas,  $K_{max}$  e  $K_{min}$  de norma e tamanho de trinca em função dos ciclos de fadiga para a viga A2- Programa *PROGNOSIS.vi*

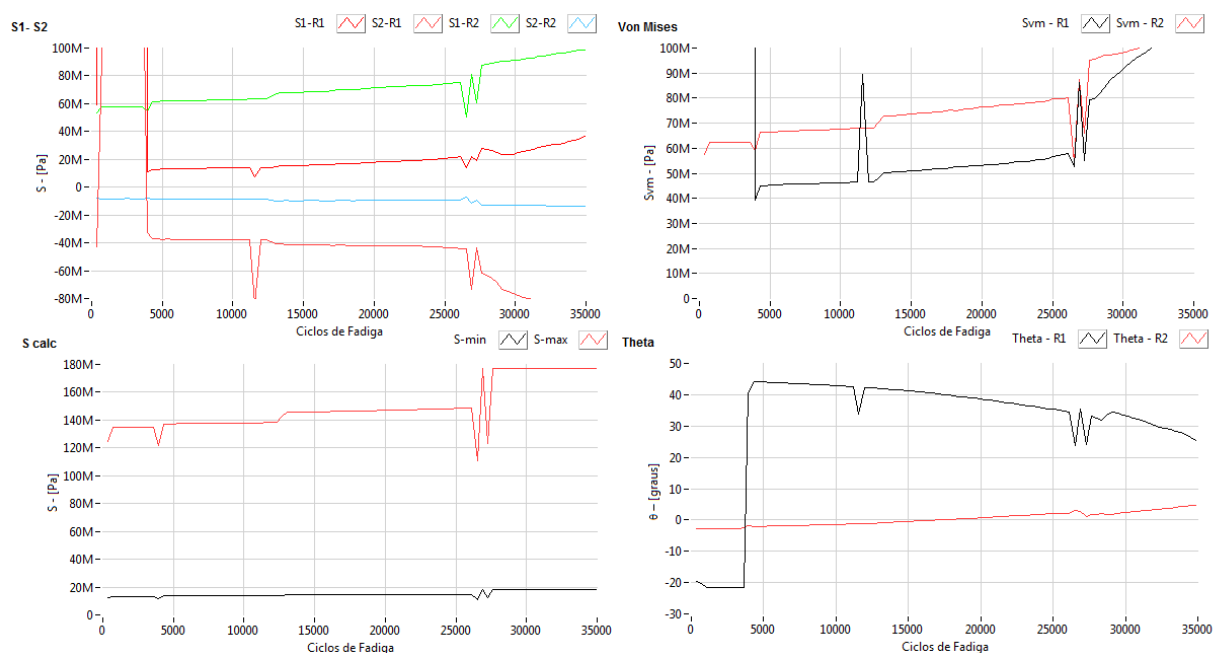


Figura 70 – Dados gráficos em função de ciclos de fadiga para a viga A2. Gráfico S1-S2: Tensões principais das rosetas. Gráfico S calc: Variação de tensões aplicadas na viga. Gráfico Von Mises: Tensões equivalentes de Von Mises nas rosetas. Gráfico Theta: Inclinação da direção das tensões principais em relação ao eixo longitudinal da viga. - Programa *PROGNOSIS.vi*

### 8.5.2 Emissão Acústica

Esta seção mostra os resultados de EA obtidos para a viga *A2*. Como já comentado, não foi possível a apresentação dos resultados para a viga *CT*.

O gráfico ilustrado na Figura 71, apresenta no eixo y, o número acumulado de eventos de EA, e no eixo x, o posicionamento da origem dos eventos na viga.

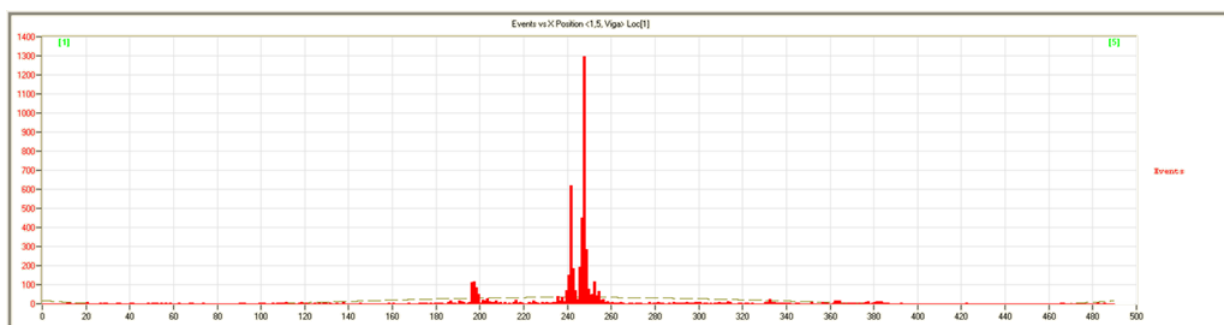


Figura 71 – Gráfico de localização de eventos

É possível notar que os eventos estão distribuídos através de uma curva aparentemente normal onde a média é de  $248 \text{ mm} \pm 5 \text{ mm}$ , com um intervalo de 95% de confiança. Foi exatamente esse o intervalo usado como limite para inserção no algoritmo de otimização. O posicionamento real da trinca estava em aproximadamente  $250 \text{ mm}$ , ou seja, dentro do intervalo de medição de  $248 \text{ mm} \pm 5 \text{ mm}$  e com erro de 0,8% relativo à média apresentada pela técnica de EA.

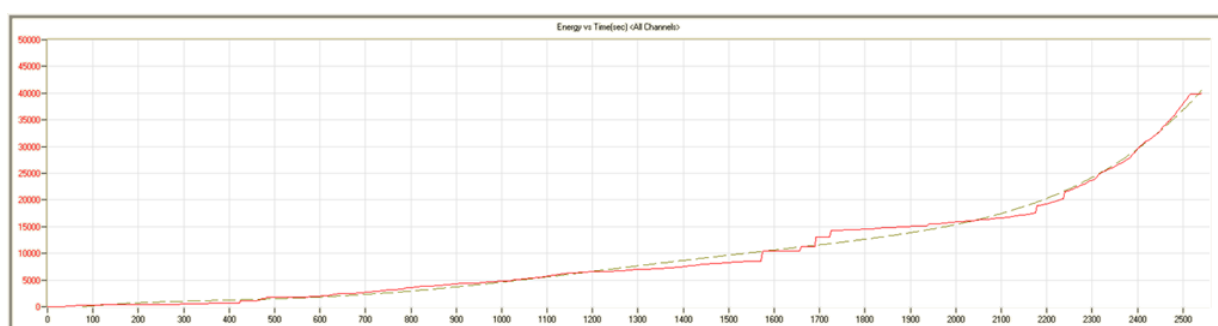


Figura 72 – Gráfico de energia (PAC) vs tempo de aquisição em segundos

O gráfico da Figura 72 apresenta a energia acumulada das ondas elásticas, capturada pelos sensores de EA na ponta da viga *A2*, em função do tempo de aquisição. Como visto anteriormente, uma parte da energia é absorvida para a propagação de trincas. É este mecanismo que faz com que ondas de tensão viajem no meio material e sejam captadas pelos sensores. Estes, por sua vez, adquirem a

forma de onda e a energia do sinal é calculada pelo equipamento. Teoricamente, a energia do sinal possui uma proporcionalidade com a energia absorvida para a propagação das frentes de trinca.

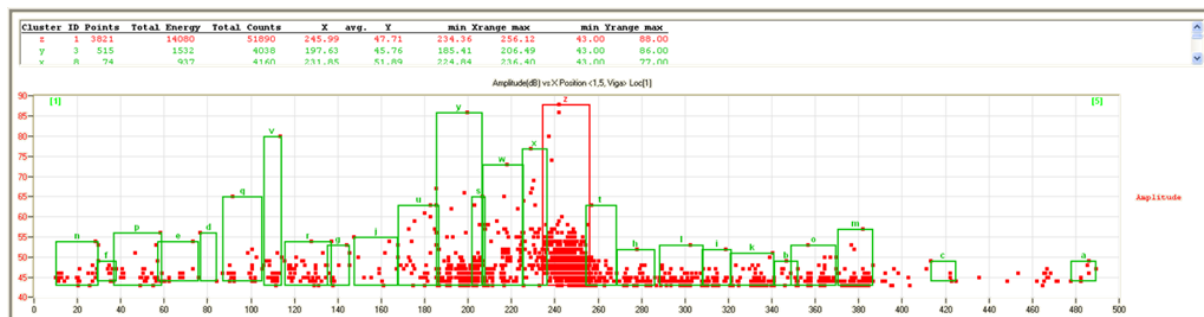


Figura 73 – Amplitude [dB] vs posição do sinal de origem na viga

Verificou-se, através da Figura 72, durante os instantes finais do ensaio, que ocorreu uma liberação maior de energia (aumento da inclinação da curva). Precisamente, o mesmo fato pôde ser verificado com o crescimento de trinca. Nenhuma relação matemática foi usada para comparação, apenas uma análise qualitativa.

A Figura 73 mostra o agrupamento de sinais de EA (*clusters*), da amplitude em *dB* – EA do sinal, em função da localização dos eventos na viga. A grande parte destes sinais possui uma amplitude abaixo de  $50\text{dB}$ , o que pode ser caracterizado como o ruído do sistema: a fricção da peça nos roletes de apoio, a interferência eletromagnética, etc. Os sinais de mais alta amplitude estão localizados na faixa de  $248\text{ mm} \pm 5\text{ mm}$ , confirmando o crescimento da trinca no local apontado pela técnica.

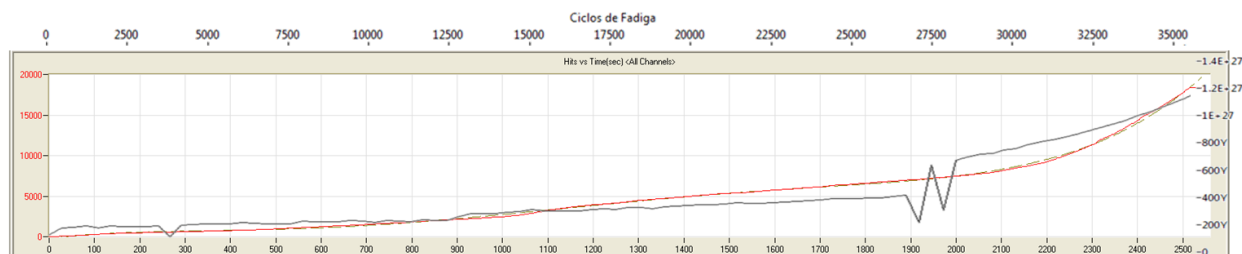


Figura 74 – Sobreposição da curva de contagens no tempo vs fator intensidade de tensões por ciclo elevado a quarta potência ( $K_{max}^4$ )

Foi realizada uma comparação qualitativa entre as contagens acumuladas dos eventos de EA e o fator intensidade de tensões elevado à quarta potência (vide

equação ( 134 )). Através da Figura 74, é possível visualizar que existe uma correlação entre os dois parâmetros. Mas, como não existem comprovações na literatura sobre as hipóteses da equação ( 135 ), recomenda-se que vários testes sejam realizados para a sua comprovação.

A Figura 75 exibe gráficos de amplitude pelo número de contagens dos sinais de EA, onde a escala de cor diferencia a quantidade de pontos sobrepostos. Estes são gráficos característicos em EA onde existe um crescimento de trinca. Observa-se um incremento considerável nos valores de amplitude e contagem e a tendência da nuvem de pontos forma um desenho semelhante a uma semi-parábola, caracterizando assim o fenômeno.

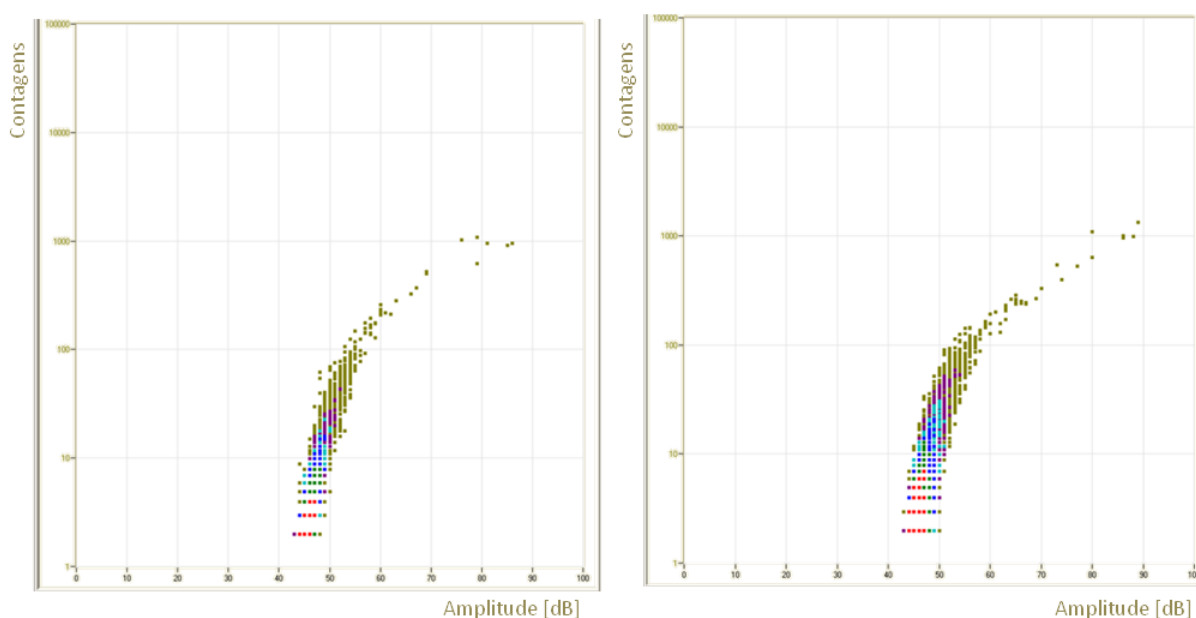


Figura 75 – Gráficos Amplitude vs Contagens. Sensor 1 – (imagem à esquerda). Sensor 2 – (imagem à direita)

## 8.6 VARIAÇÃO DA AMPLITUDE DO FATOR INTENSIDADE DE TENSÕES

Durante o ensaio não ocorrem sobrecargas desenvolvidas pela máquina e grande parte dos programas de ensaio não contempla o fenômeno de fechamento de trinca na avaliação de vida residual. Portanto, os efeitos de fechamento de trinca e de sobrecarga foram desconsiderados neste estudo.

O programa *MONITORA.vi*, calculou também a variação da amplitude do fator de intensidade de tensões,  $\Delta K$ , em tempo real, para as vigas de testes, similares ao corpo de prova do tipo SE(B), de acordo com a norma ASTM E-399, explicado no

item 7.3.1.1 deste trabalho. Esse valor de  $\Delta K$  foi usado com referência e base de comparação com o  $\Delta K$  obtido pelo método dos elementos finitos. A Figura 76 ilustra esse cálculo no programa.

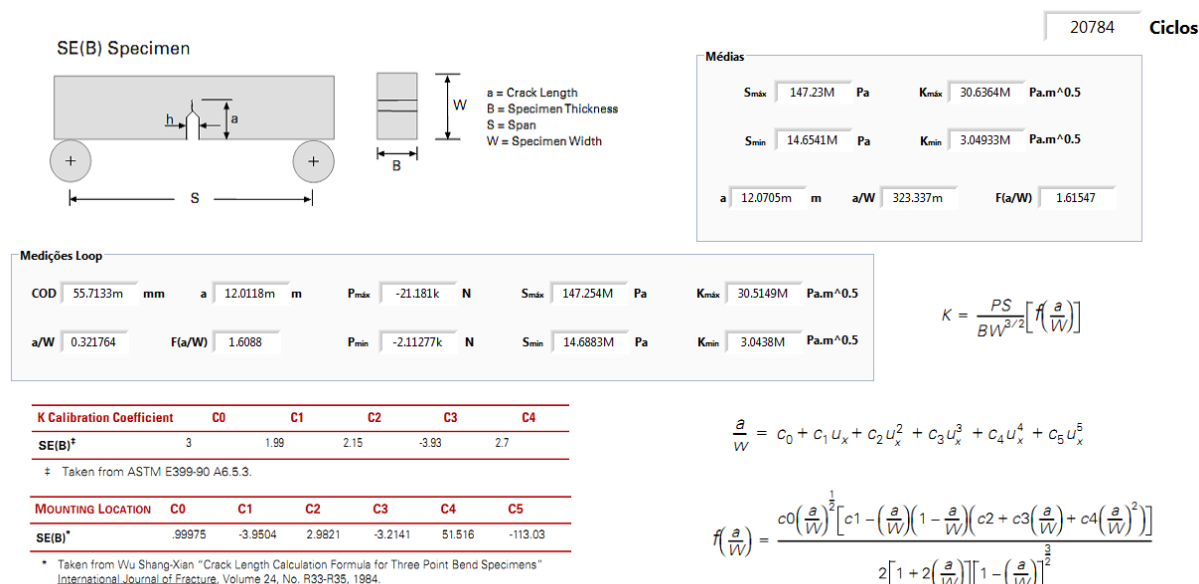


Figura 76 –  $\Delta K$  calculado por norma – Programa MONITORA.vi

Nas tabelas 11 e 12, apresenta-se um comparativo dos  $\Delta K$  obtidos por norma (mensurado -  $\Delta K_M$ ) e pelo modelo numérico (calculado -  $\Delta K_C$ ), para um determinado tamanho de trinca e condição de carregamento, das vigas CT e A2 respectivamente.

Tabela 10 – Comparação do fator intensidade de tensões obtido por norma e por elementos finitos – viga CT

Ciclo	$a$ [mm]	$P_{max}$ [kN]	$P_{min}$ [kN]	$K_{max-M}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$K_{max-C}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$K_{min-M}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$K_{min-C}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$\Delta K_M$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$\Delta K_C$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	Erro [%]
9382	17,62	1,97	0,20	29,70	31,15	2,98	3,12	26,73	28,03	4,64%
15621	18,47	1,70	0,17	31,17	32,72	3,13	3,28	28,04	29,44	4,75%
19583	19,36	1,63	0,16	38,04	39,99	3,83	4,03	34,21	35,96	4,89%
21484	20,02	1,41	0,14	40,07	42,15	4,03	4,24	36,04	37,91	4,93%

Tabela 11 – Comparação do fator intensidade de tensões obtido por norma e por elementos finitos – viga A2

Ciclo	$a$ [mm]	$P_{max}$ [kN]	$P_{min}$ [kN]	$K_{max-M}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$K_{max-C}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$K_{min-M}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$K_{min-C}$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$\Delta K_M$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	$\Delta K_C$ [MPa.m <sup>0.5</sup> ]	Erro [%]
598	10,11	19,32	1,94	24,43	24,77	2,45	2,48	21,98	22,29	1,38%
18061	11,72	21,07	2,11	29,74	30,22	2,97	3,02	26,76	27,20	1,59%
26433	13,28	25,74	2,57	40,53	41,22	4,05	4,12	36,48	37,10	1,68%
30470	15,28	26,32	2,64	47,93	48,76	4,80	4,89	43,13	43,87	1,70%
34902	18,34	26,43	2,64	61,33	62,42	6,13	6,24	55,20	56,18	1,74%



Pode-se notar que o erro entre os  $\Delta K$  experimental e numérico é baixo, inferior a 5% para a viga *CT* e menor de 2% para a viga *A2*. Isto se deve a acurácia da calibração de um modelo numérico equivalente.

Nota-se também que o erro é crescente à medida que se aumenta o tamanho da trinca, mas este pode ser desconsiderado. Com a trinca crescente, a região remanescente  $H - a$  é reduzida, portanto a influência do raio plástico na ponta da trinca torna-se cada vez maior, e as condições para essa região são alteradas tornando-se não lineares devido à plasticidade. Mesmo assim todos os resultados foram considerados válidos, pois se acredita que o raio da deformação plástica foi inferior a 2% de qualquer dimensão característica da viga.

## 8.7 PROGNÓSTICO DO CRESCIMENTO DE TRINCAS POR FADIGA

O gráfico esquerdo da Figura 77 mostra uma simulação de crescimento de trinca (seguindo a lei de Paris), para três condições de ensaio de fadiga, ao longo do tempo:

- Variação de amplitude de carga constante  $\rightarrow \Delta P$ ;
- Variação de amplitude de deslocamento constante  $\rightarrow \Delta V$ ;
- Variação da amplitude do fator intensidade de tensões constante  $\rightarrow \Delta K$ .

Para cada tipo de ensaio, verifica-se que um prognóstico diferente pode ser feito ao buscar o ponto de interseção entre a curva de crescimento de trinca e o tamanho de trinca tolerável para a condição estabelecida. Mas, a curva de modelo prognóstico não varia independentemente ao longo do tempo. O tamanho tolerável de trinca também pode variar em função da variação de outros parâmetros. O principal é o valor da tensão máxima, que pode variar em forma diferente para as condições descritas: É constante para a primeira situação, cai na segunda e cresce na terceira. O tamanho tolerável de trinca pode ser alterado segundo a relação  $a_{tol} < a_{crit} = \frac{(K_{1C}/\sigma_{max})^2}{\pi f(a/W)}$ . Vide na Figura 77 os diferentes valores de tamanho tolerável de trinca para as três condições apresentadas.

Alguns exemplos de casos são expostos a seguir.

Caso I -  $\Delta\sigma$  constante: Considerando que ocorre o crescimento de trinca ao longo do tempo, e por tanto também do valor de  $f(a/W)$ , então naturalmente

aumenta o  $\Delta K$  e o  $K_{max}$ , proporcionando uma redução do tamanho de trinca tolerável.

Caso II -  $\Delta V$  constante: Tem-se  $\Delta\sigma$  decrescente com o crescimento de trinca. Então o  $\Delta K$  e o  $K_{max}$  serão menores que no caso anterior (podendo diminuir o crescimento de trinca) e o valor de  $a_{tol}$  será maior que no primeiro caso.

Caso III -  $\Delta K$  constante: a trinca cresce a velocidade constante, o que leva a uma redução do  $\Delta\sigma$ , e por tanto do  $\sigma$ . Neste caso o  $a_{tol}$  será maior do que no caso I e menor do que no caso II.

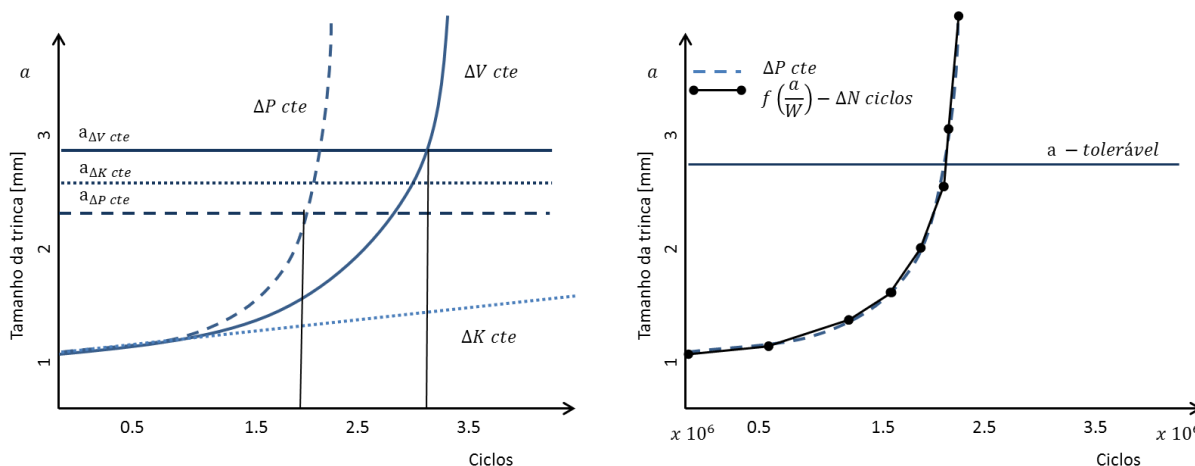


Figura 77 – Prognóstico pela Lei de Paris para diversas condições de carregamento (gráfico à esquerda). Prognóstico pela Lei de Paris para carregamento constante e  $\Delta K$  constante entre número de ciclos (gráfico à direita).

A equação ( 114 ) foi obtida a partir da hipótese de que  $f(a/W)$  é constante. Sabe-se que esta condição geralmente não é encontrada na prática porque ao crescer a trinca ela muda. Mas esta hipótese é aceita como um artifício matemático, se considerada para pequenos intervalos discretos de tempo, na resolução da equação derivada da lei de Paris. Um exemplo disso é a sua aplicação em um ensaio onde há o controle por amplitude de variação de carga constante (gráfico direito da Figura 77).

Foi utilizado nesse trabalho o mesmo princípio, ao supor que  $f(a/W)$  é constante para pequenos intervalos de tempo. As vigas foram ensaiadas em uma condição em que o controle é de  $\Delta K$ , mas variável de forma crescente ao longo do tempo por um gradiente  $c$ . Desse modo,  $\Delta\sigma$  também foi variável no decorrer do tempo. Como o tipo de controle de ensaio utilizado nesse trabalho não seguiu nenhum dos casos apresentados na Figura 77, portanto, utilizou-se valores de

tendência na função  $(N, \Delta\sigma)$ . Os valores futuros de  $\Delta\sigma$  foram obtidos através da equação ( 109 ), sabendo-se que a máquina controlava o ensaio segundo essa equação. Em um caso real, a equação pode não ser conhecida, e torna-se recomendável um ajuste de curva dos dados experimentais que descrevem a função  $(N, \Delta\sigma)$  como um estimador futuro.

Nesse trabalho a relação  $R$  é conhecida, e então o valor de  $\sigma_{max}$  pode ser calculado a partir da lei de Paris. Mas, na prática de campo, o  $\Delta K$  pode ser determinado e assim  $\Delta\sigma$ . Se o  $R$  é desconhecido, é difícil de estimar  $\sigma_{max}$ .

Na sequencia, os valores estimados foram usados para a construção da curva

de prognóstico  $a_{i+dn} = \left[ \frac{1}{\frac{1}{a_i^{\left(\frac{m-2}{2}\right)} - \frac{n(m-2)C\pi^{\frac{m}{2}}\Delta\sigma^m\gamma^m}{2}}} \right]^{\left(\frac{2}{m-2}\right)}$ . O tamanho de trinca tolerável foi

atualizado para cada nova alteração no valor de  $\Delta\sigma$  mensurado. Dessa maneira encontra-se o  $\Delta N$ , a diferença entre o ciclo de carregamento atual e o ciclo onde se atingia o tamanho máximo de trinca tolerável. Na sequencia transforma-se o  $\Delta N$  em diferencial de tempo para operação segura da viga.

Até chegar aos moldes dessa metodologia apresentada, esse trabalho utilizou como referência a proposta de Presezniak (2007), onde um ajuste de curva a partir da equação ( 114 ) era realizado nos dados experimentais. A curva de prognóstico somado aos parâmetros de material  $C$  e  $m$  eram os resultados do ajuste. Mas, a proposta funciona somente em casos onde o ensaio é realizado com variação de amplitude de carga constante.

A Figura 78 mostra um prognóstico inconsistente para a viga  $CT$ , através da proposta de Presezniak (2007), em um ensaio com controle por  $\Delta K$  variável. O erro foi verificado quando os parâmetros de material encontrados,  $C$  e  $m$ , não representavam adequadamente o material testado. Assim os dados foram reprocessados com a metodologia já apresentada.

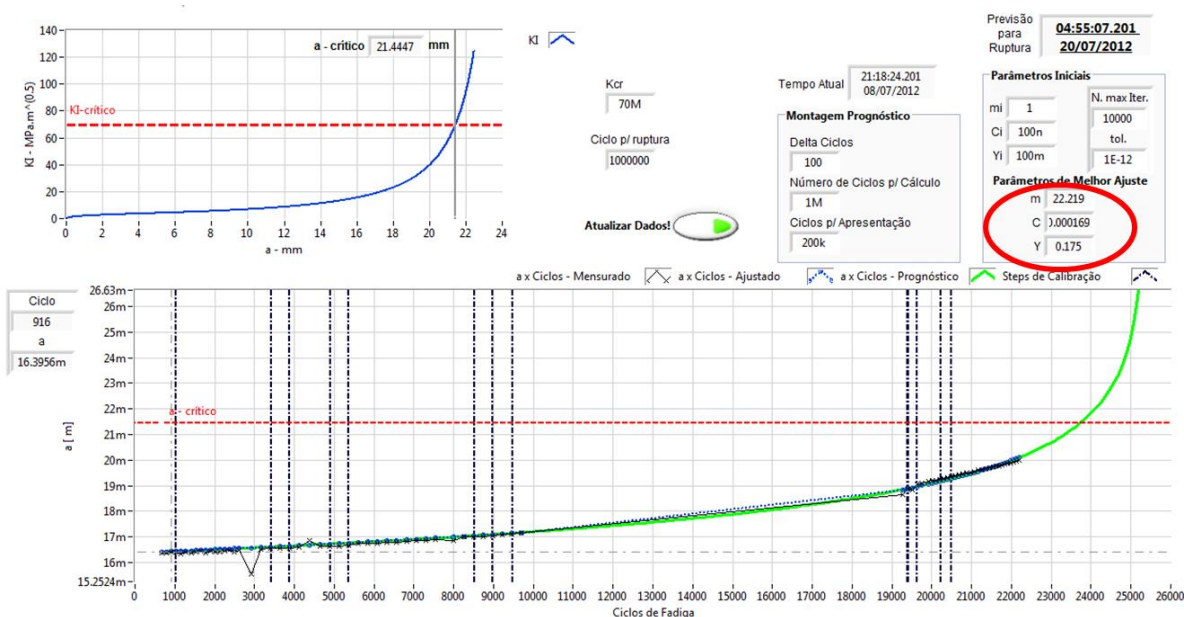


Figura 78 – Prognóstico incoerente para o tipo de teste utilizado– Metodologia de ajuste de curva - Programa *PROGNOSIS.vi*

### 8.7.1 Viga CT

Da Figura 79 à figura Figura 83, são apresentados os gráficos calculados no programa *PROGNOSIS.vi*. Cada figura representa uma “fotografia” do prognóstico do ensaio durante o crescimento de trinca. Juntamente com o prognóstico real dado pela tendência de variação para  $\Delta\sigma$  (curva em azul), estão ilustrados os prognósticos dados por  $\Delta P$  constante (curva em verde) e  $\Delta K$  constante (curva em pontilhado).

Nos gráficos, é possível visualizar que o tamanho tolerável de trinca varia para cada figura, representando uma tendência de variação para  $\Delta\sigma$  em cada momento do teste. Verifica-se também que o número de ciclos na ruptura converge em torno de 25500 ciclos.

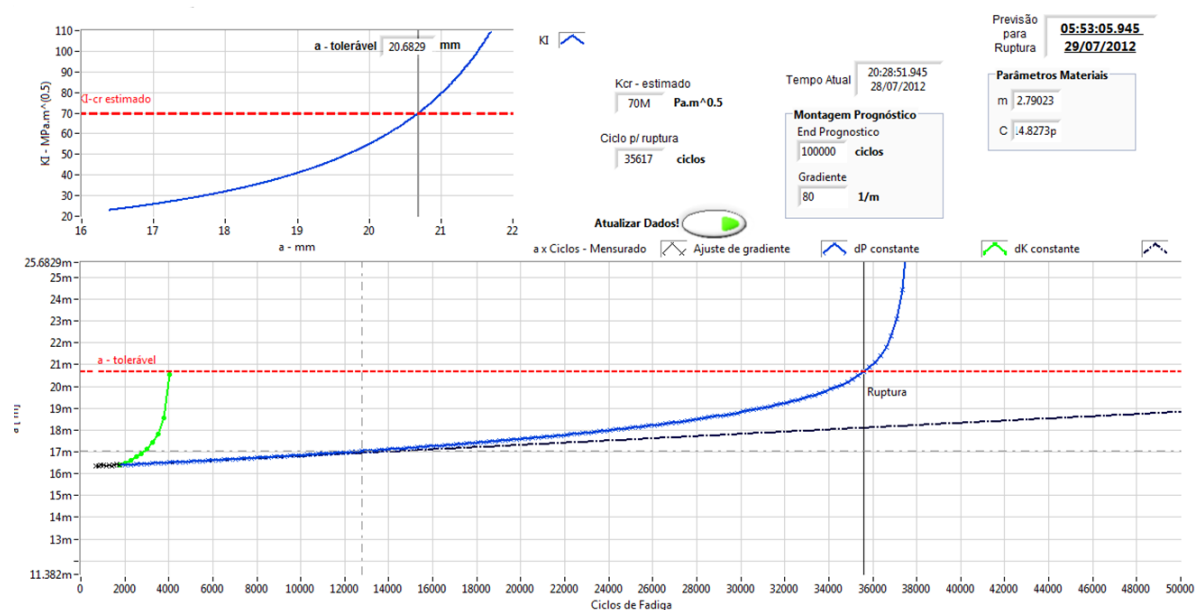


Figura 79 – Prognóstico com aproximadamente 2000 ciclos de ensaio para a viga  $CT$  - Programa *PROGNOSIS.vi*

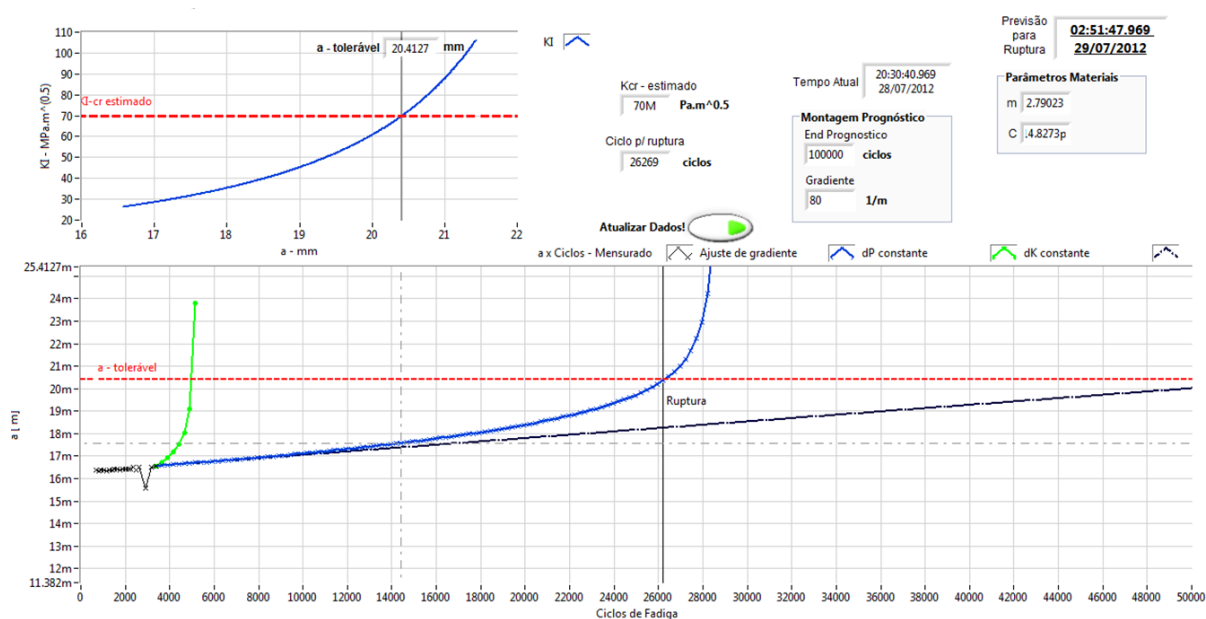


Figura 80 – Prognóstico com aproximadamente 3500 ciclos de ensaio para a viga  $CT$  - Programa *PROGNOSIS.vi*

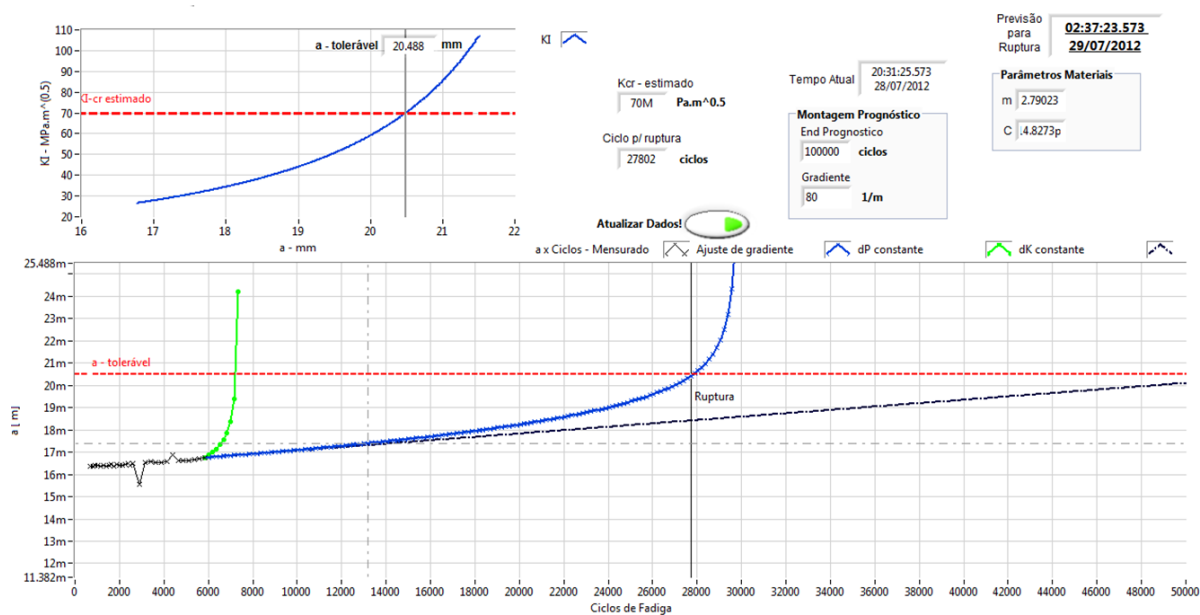


Figura 81 – Prognóstico com aproximadamente 6000 ciclos de ensaio para a viga CT - Programa PROGNOSIS.vi

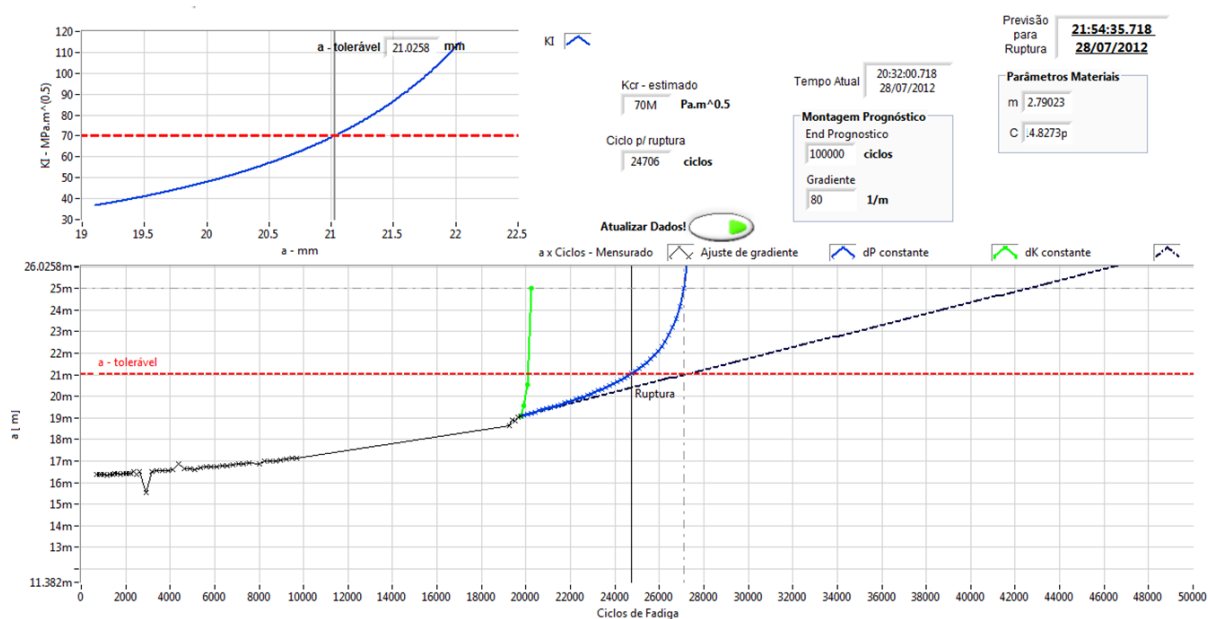


Figura 82 – Prognóstico com aproximadamente 20000 ciclos de ensaio para a viga CT - Programa PROGNOSIS.vi

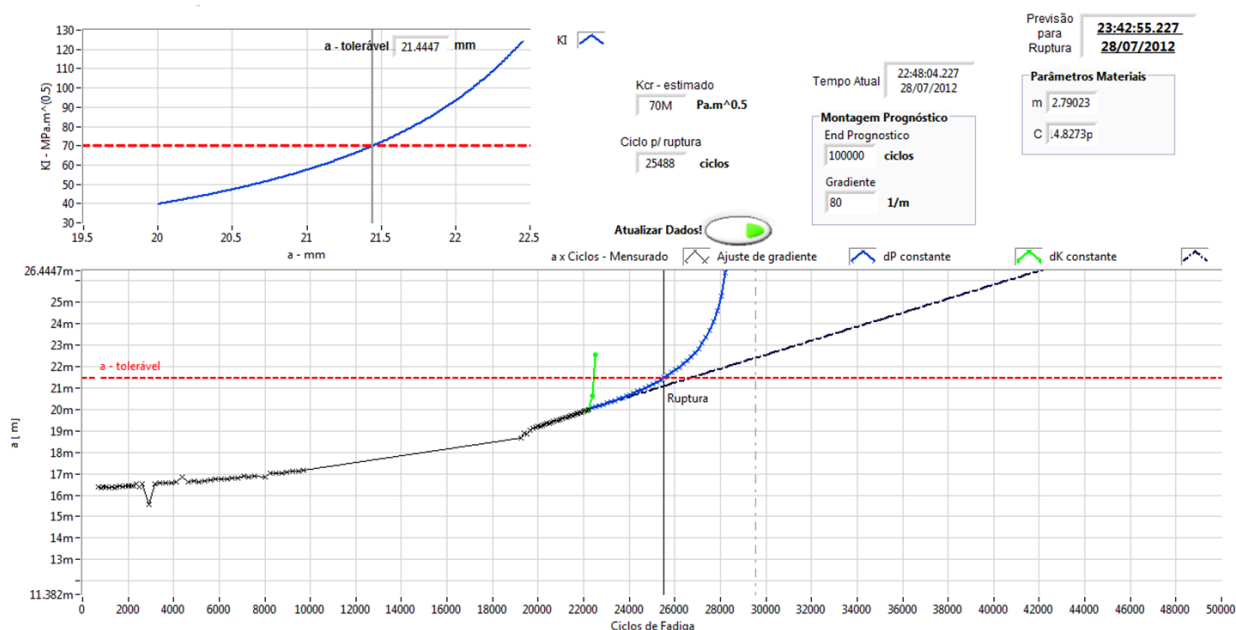


Figura 83 – Prognóstico com aproximadamente 22000 ciclos de ensaio para a viga  $CT'$  - Programa *PROGNOSIS.vi*

A Figura 84 mostra a viga  $CT'$  antes e durante a parte final do ensaio de fadiga com a trinca desenvolvida.

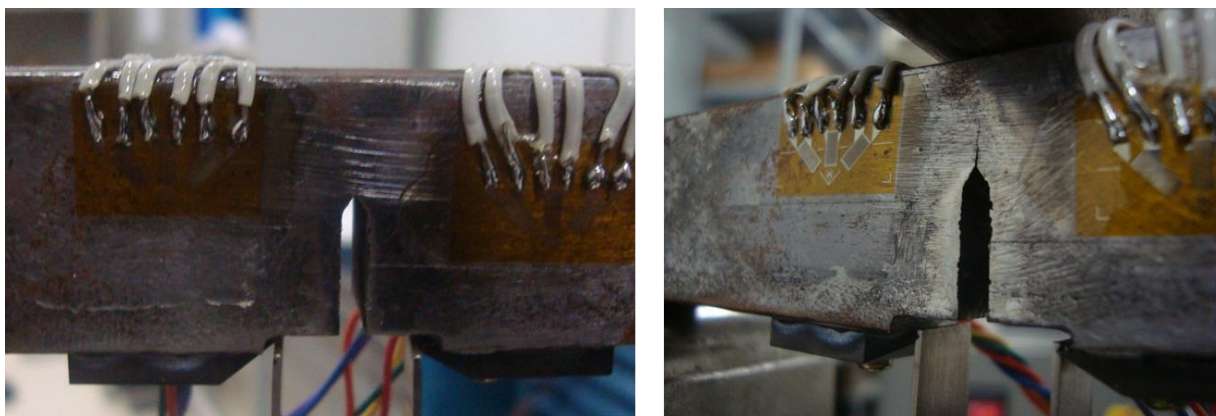


Figura 84 – Viga  $CT'$  com pré-trinca e viga  $CT'$  no final do ensaio de fadiga.

### 8.7.2 Viga A2

Da Figura 85 à Figura 94, são apresentados os dados gráficos calculados no programa *PRONGOSIS.vi*. Cada figura representa uma “fotografia” do prognóstico do ensaio durante o crescimento de trinca. Juntamente com o prognóstico real dado

pela tendência de variação para  $\Delta\sigma$  (curva em azul), estão ilustrados os prognósticos dado por  $\Delta P$  constante (curva em verde) e  $\Delta K$  constante (curva em pontilhado).

Nos gráficos, é possível visualizar que o tamanho tolerável de trinca varia para cada figura, representando uma tendência de variação para  $\Delta\sigma$  em cada momento do teste. Verifica-se também que o número de ciclos na ruptura converge para um valor próximo a 36000 ciclos.

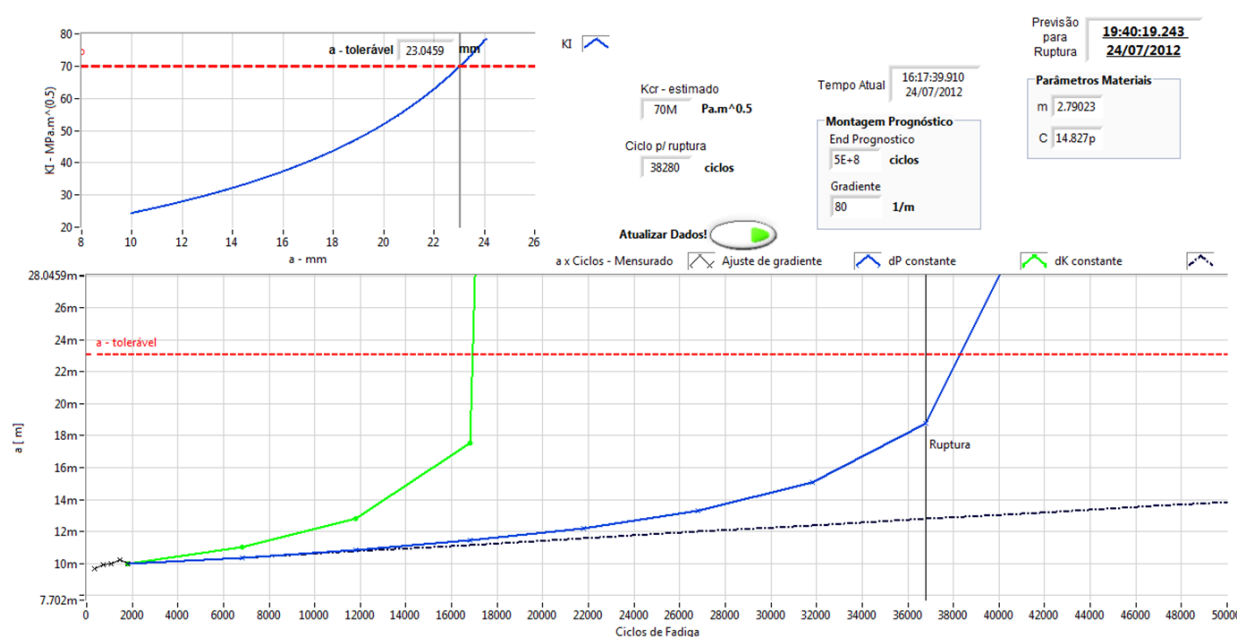


Figura 85 – Prognóstico com aproximadamente 2000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa PROGNOSIS.vi

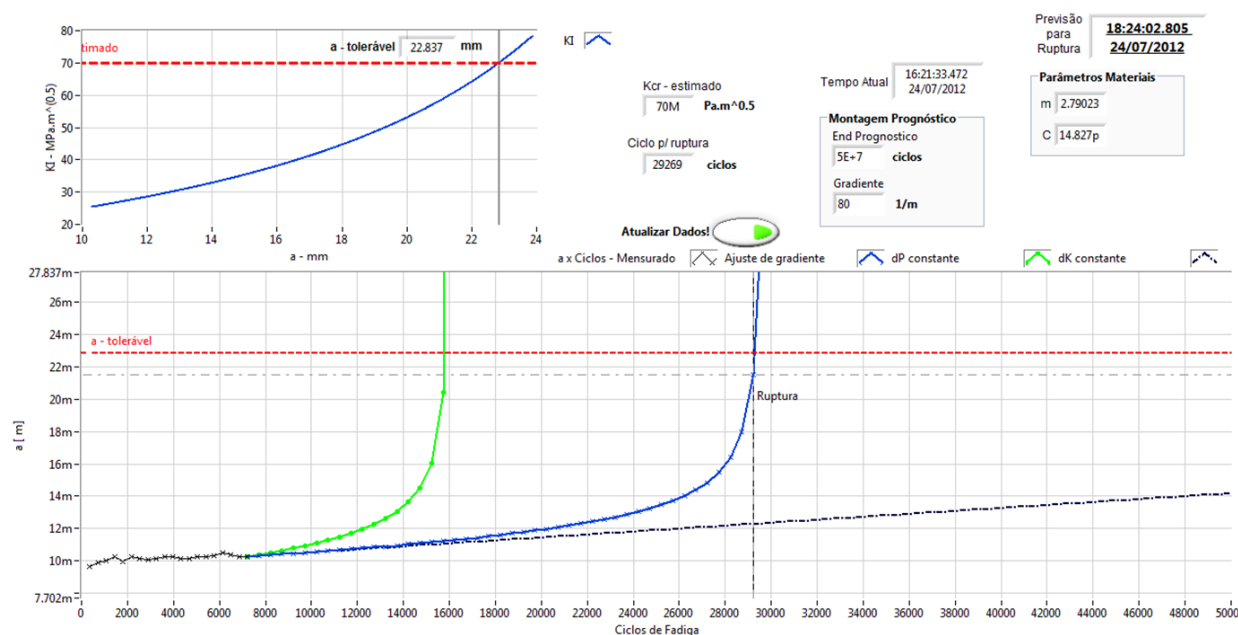


Figura 86 – Prognóstico com aproximadamente 7000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa PROGNOSIS.vi



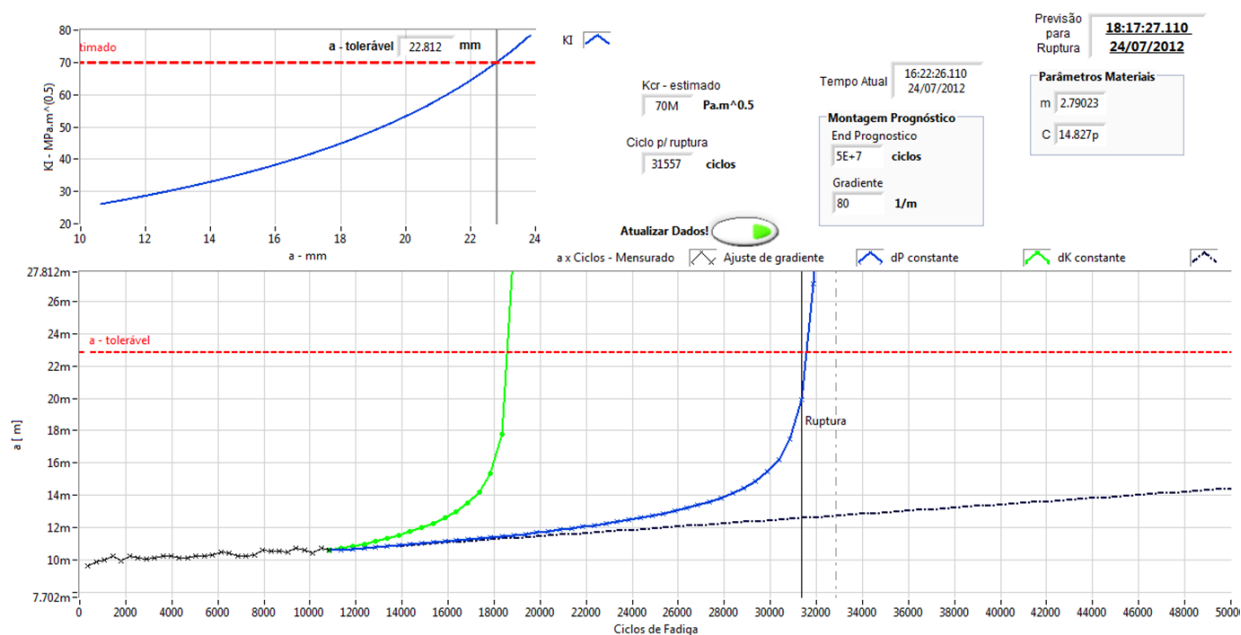


Figura 87 – Prognóstico com aproximadamente 11000 ciclos de ensaio para a viga A2 -  
Programa *PROGNOSIS.vi*

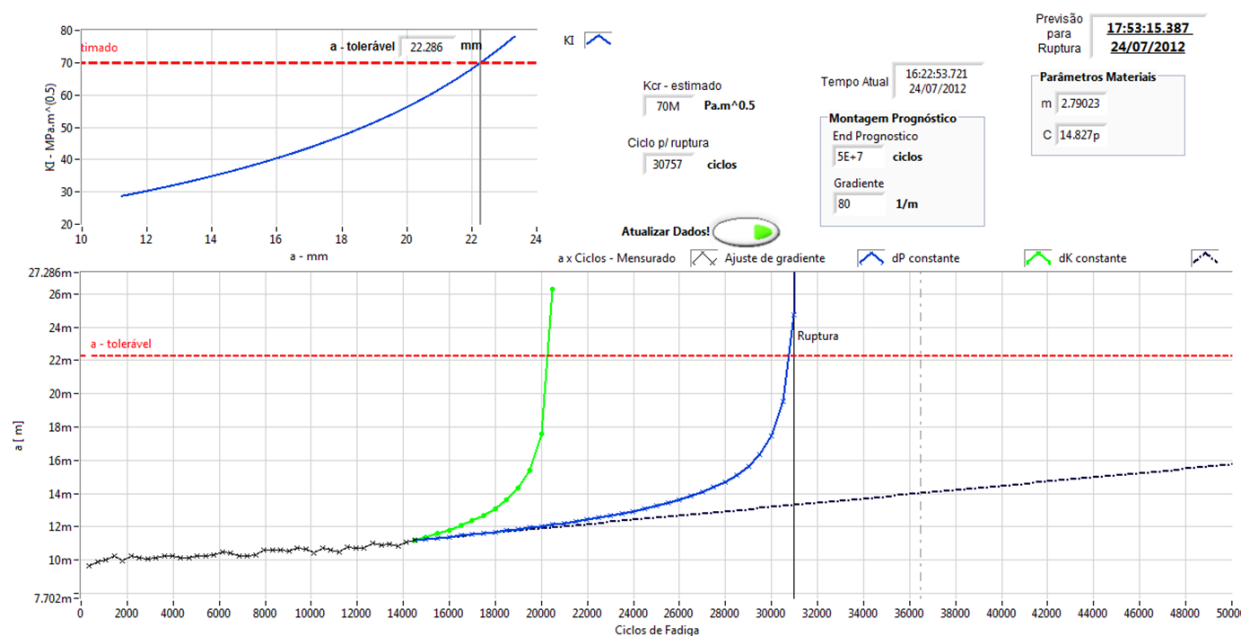


Figura 88 – Prognóstico com aproximadamente 15000 ciclos de ensaio para a viga A2 -  
Programa *PROGNOSIS.vi*

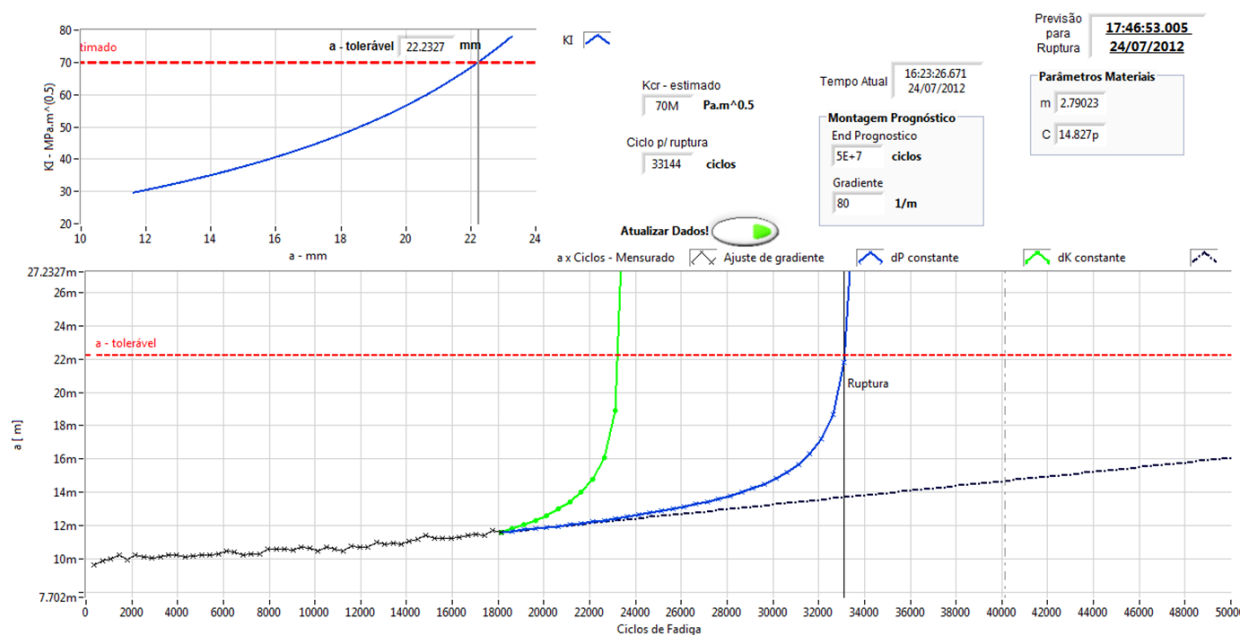


Figura 89 – Prognóstico com aproximadamente 18000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa *PROGNOSIS.vi*

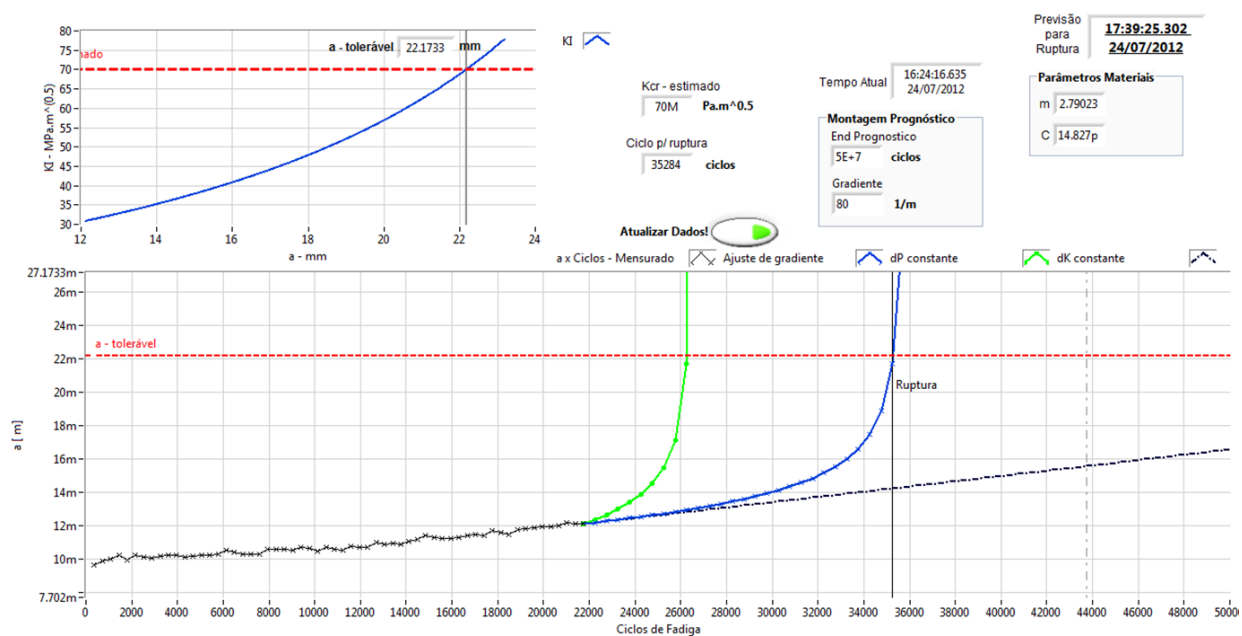


Figura 90 – Prognóstico com aproximadamente 22000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa *PROGNOSIS.vi*

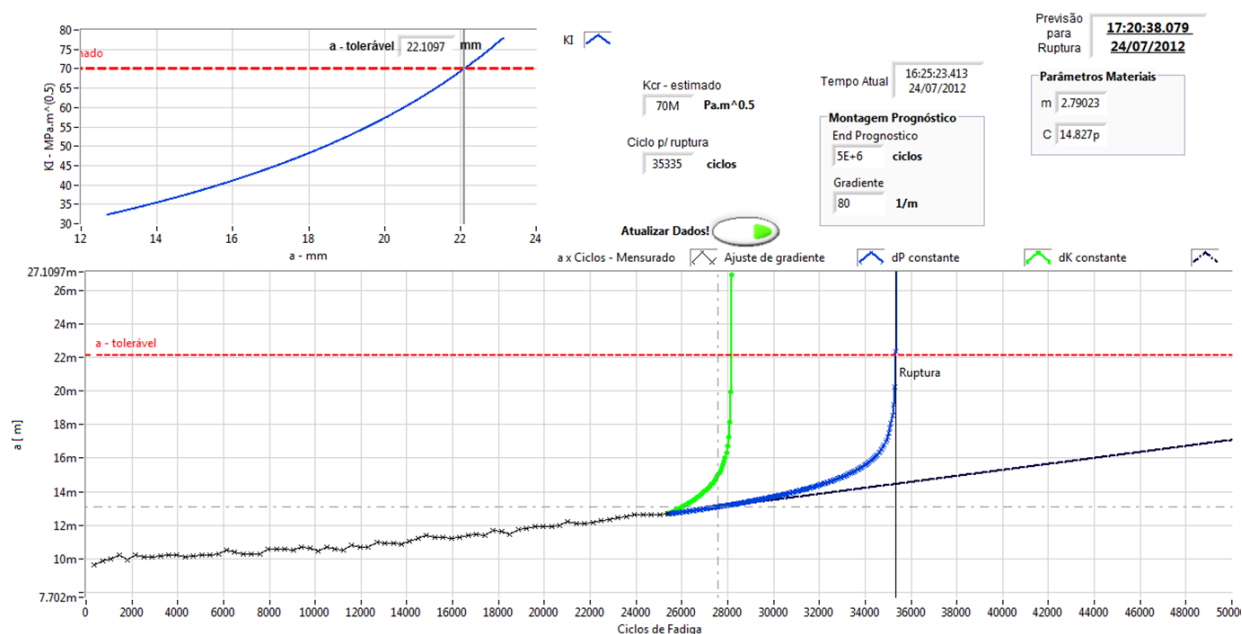


Figura 91 – Prognóstico com aproximadamente 26000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa *PROGNOSIS.vi*

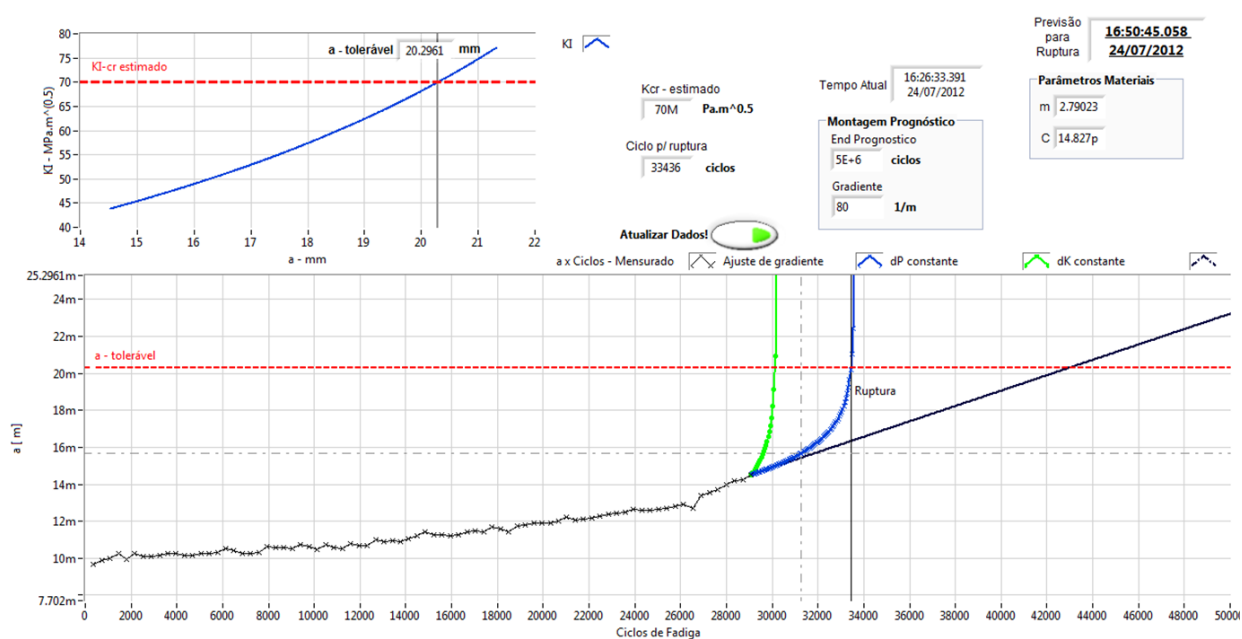


Figura 92 – Prognóstico com aproximadamente 29000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa *PROGNOSIS.vi*

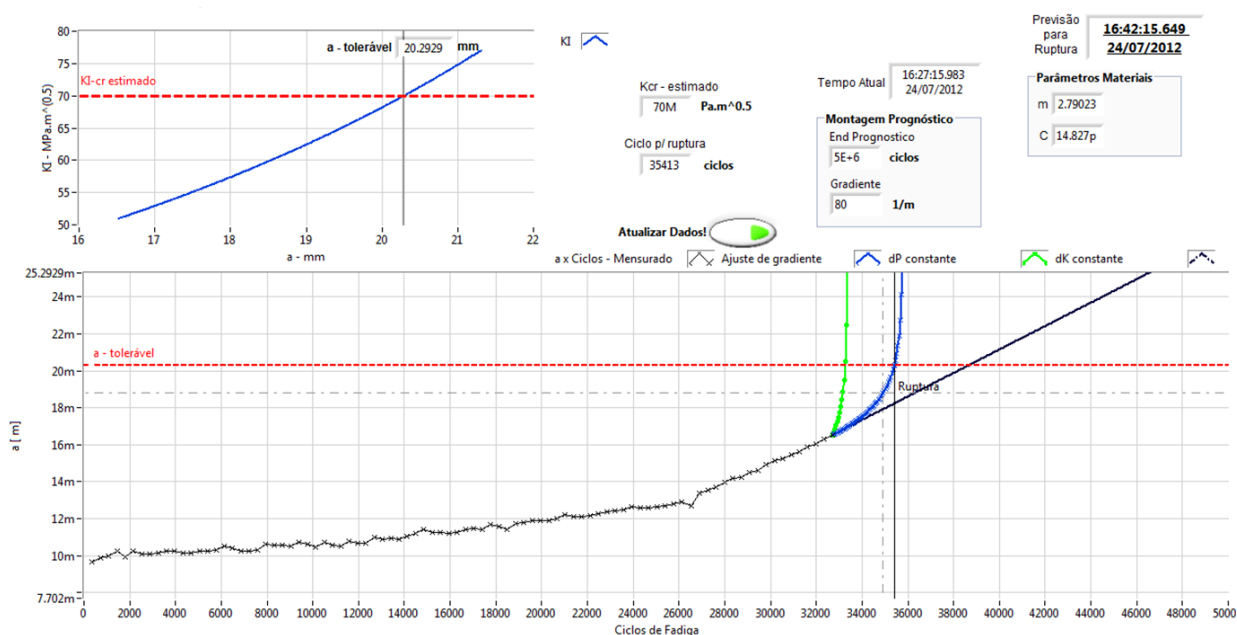


Figura 93 – Prognóstico com aproximadamente 33000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa *PROGNOSIS.vi*

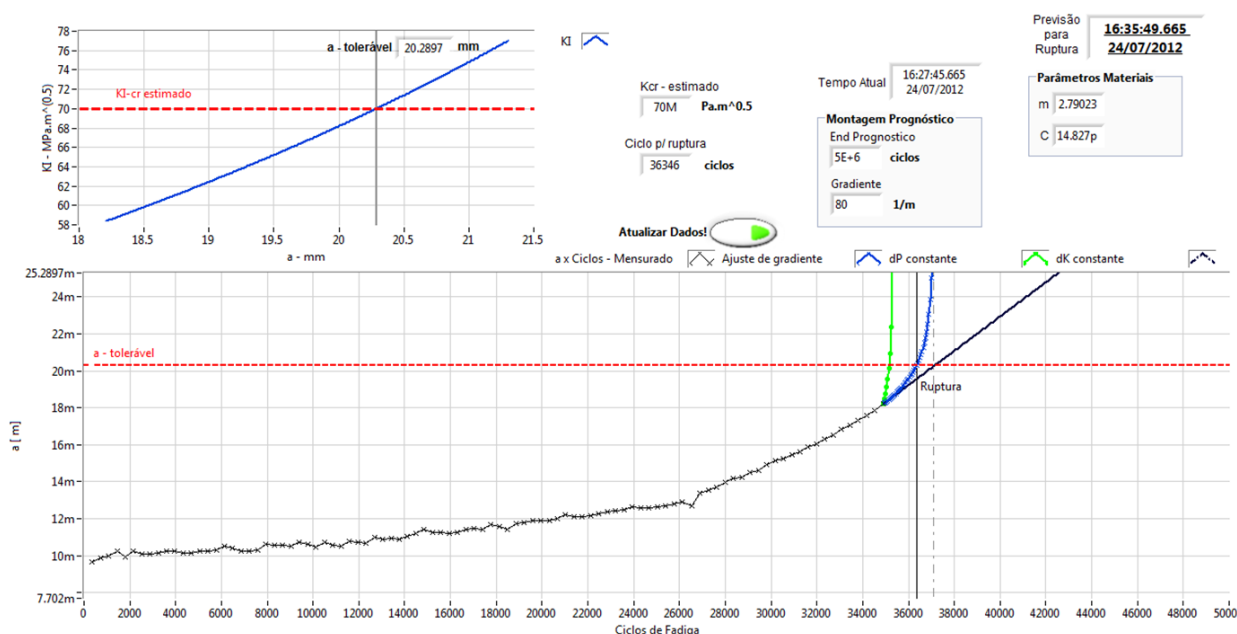


Figura 94 – Prognóstico com aproximadamente 35000 ciclos de ensaio para a viga A2 - Programa *PROGNOSIS.vi*

A Figura 95 mostra a viga A2 durante a parte final do ensaio de fadiga com a trinca desenvolvida, onde é possível observar a região de pré-trinca (parte oxidada), a região do crescimento de trinca por fadiga e a região da abertura por deformação plástica. Após a abertura da viga, o comprimento de pré-trinca observado foi de: 8,76 mm. Valor muito próximo do valor obtido na tabela 7.

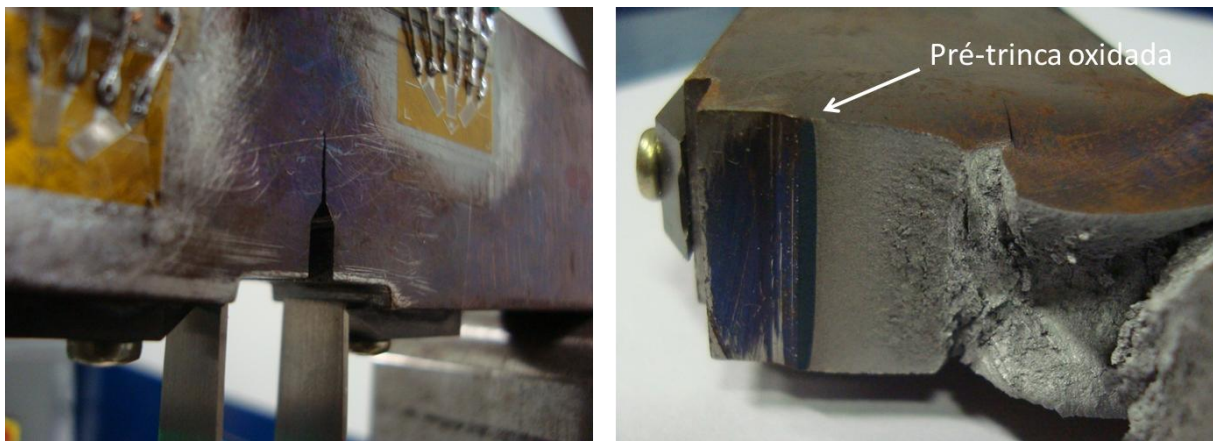


Figura 95 – Viga A2 no durante ensaio de fadiga (ilustração à esquerda). Abertura da trinca e visualização da pré-trinca oxidada.

## 9 CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES

Os resultados preliminares apresentados neste trabalho mostraram direções para a continuidade deste estudo ao mostrar o potencial desta metodologia em estruturas reais. Isto se deve ao sucesso do prognóstico de dano das estruturas testadas em laboratório através do monitoramento remoto, automatizado, seja *off-line*, seja *on-line*. Dessa forma, poder-se-á contribuir para a redução de custos inerentes a falhas ou manutenção desnecessária de patrimônios e para a operação segura de equipamentos de alta confiabilidade.

Obviamente muitos estudos ainda devem ser realizados até que se obtenha êxito na aplicação da metodologia em estruturas mais complexas. Vários são os desafios postulados, como exemplos: modos de falha combinados, diferentes tipos de materiais, carregamentos desconhecidos, excitação de uma grande estrutura, *etc.*

Constatou-se que de maneira geral, o processo de prognóstico é multidisciplinar e possui vários desafios, desde a instalação do sistema SHM até a realimentação da base de dados do processo através das informações de dano calculadas anteriormente.

Problemas foram conferidos durante a execução numérica-experimental, onde o modelo em elementos finitos, somado com a resolução do problema pela técnica de otimização não linear, apesar de apresentar excelentes resultados para a identificação da trinca, exige grande esforço computacional. O custo computacional da calibração de uma viga, por exemplo, leva no mínimo seis horas de processamento. E ainda, algumas vezes a FRF obtida pelo MEF, foi apenas parcialmente semelhante à FRF mensurada, casando somente as frequências naturais do sistema.

Neste trabalho foram apresentados os elementos necessários para a realização das etapas do prognóstico de dano em estruturas e a etapa de identificação é considerada um dos grandes obstáculos, pois exige qualidade dos dados medidos pelo sistema SHM e modelos de identificação apropriados.

A análise experimental foi realizada buscando validar a metodologia de identificação proposta. Praticamente não houve divergências com relação aos resultados teóricos.

A técnica de emissão acústica, uma das utilizadas pelo SHM, pôde, além de auxiliar na localização do dano, reduzindo o intervalo de busca no algoritmo de otimização, monitorar o ensaio e qualificar através dos seus parâmetros o crescimento da trinca. Apesar de este trabalho ter mostrado a potencialidade da técnica, estudos complementares são necessários para uma melhor interpretação dos seus resultados e comparação com base na mecânica da fratura.

(GADÉA, 2002) já afirmava que as FRF's forneciam informações suficientes para identificar um dano estrutural e essa também foi uma das constatações desta dissertação, pois os erros apresentados na identificação das trincas foram inferiores a 5,5% para o comprimento de trinca comparado através do *compliance* (calculado por norma) e 0,2% para a localização. Deste modo acredita-se que os resultados são satisfatórios.

Ao contrário dos métodos que utilizam apenas variações nas frequências naturais, onde somente grandes tamanhos de trinca podem ser identificados, este método foi capaz de identificar, numericamente, as pequenas variações causadas pela presença de uma trinca nas FRF's. Ainda não se sabe qual é a sensibilidade do método para identificação de trincas pequenas na ordem de  $\sim 1\text{ mm}$ , e mais estudos são requeridos.

Uma das maneiras encontradas para simplificar o modelo em elementos finitos foi adotar a condição de uma estrutura livre-livre, diferente da grande maioria de estruturas reais.

As informações extraídas dos extensômetros conferiram um bom indicador de mudança no estado estrutural, mas se instalados próximos à região da trinca.

As simplificações no processo de prognóstico proposto por Farrar e Lieven (2007), foram adequadas, pois o ambiente de laboratório foi controlado se comparado às condições de campo, por exemplo, temperatura ambiente.

O modelo proposto na lei de Paris foi estudado e recomenda-se grande cautela ao utilizá-lo de acordo como o tipo de solicitação experimentado pelo objeto em estudo. As chances de insucesso ou inconsistência no modelo prognóstico devido a variação de  $\Delta\sigma$  podem ser grandes.

A partir do modelo de prognóstico foi possível extrair o número de ciclos necessários para que a estrutura opere com segurança. Não se sabe a precisão deste teste, portanto recomenda-se um estudo aprofundado quando as tolerâncias e incertezas de medição.

Durante o ensaio de fadiga sucedeu uma falha operacional devida à aplicação incorreta do modelo de prognóstico em função do tipo de carregamento na estrutura. Isto foi verificado apenas quando o ensaio já estava próximo do fim. Por conta disso, foi necessário reprocessar os dados para o prognóstico das vigas em modo *off-line*.

O modelo numérico equivalente ao sistema real obteve também boas correlações com as respostas da variação do fator intensidade de tensões calculado por norma, as variações ficaram abaixo de 5%.

## 9.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como sequência do estudo desenvolvido neste trabalho, sugere-se:

- Aplicação deste método em estruturas mais complexas formadas por vigas e barras instaladas em campo;
- Melhorar a configuração para ensaios futuros e realizar uma análise probabilística da metodologia;
- O desenvolvimento de um modelo em elementos finitos capaz de simular um sistema multi-trinca e com variação das direções de propagações;
- Desenvolvimento da técnica de extensometria aplicada ao prognóstico do danos com FRF's, onde os dados dos campos de tensões poderiam ser usados no vetor de projeto no algoritmo de otimização conferindo ainda mais robustez ao modelo nas respostas, tanto para o domínio temporal quanto para o domínio da frequência.
- A aplicação de outras técnicas de análise de sinais, como a transformada Wavelet, para identificação da trinca entre respostas vibratórias de diferentes pontos da estrutura correlacionadas entre si;
- Estudo de evolução do sistema de SHM utilizado e verificação da aplicabilidade de outros tipos de sensores. Por exemplo, sensores de materiais *PZT*.
- Melhoramento da metodologia capaz de identificar trincas a partir de respostas medidas em tempo real.
- Desenvolvimento de um modelo mais rápido de otimização, com tempos de processamento reduzidos (metamodelos).



- Estudo de novas metodologias para a obtenção dos parâmetros modais, reduzindo os ruídos e descontinuidades inseridas no modo de vibração, possibilitando desta forma uma melhor identificação da trinca.
- Estudo direcionado de crescimento de trincas por controle de deslocamento, controle de carga e controle de delta  $K$ , visando à comparação do prognóstico gerado pela lei de Paris.
- Desenvolvimento da metodologia para aplicação em outros materiais de engenharia.
- Estudo da possibilidade de extração de parâmetros modais a partir de medições de deformações.
- Desenvolvimento de modelo de prognóstico para mecanismos de dano diferentes de fadiga.
- Melhoramento do modelo de prognóstico de dano para aumento da confiabilidade do prognóstico sob qualquer tipo de carregamento.
- Estudo da metodologia em estruturas com carregamento aleatório.

## REFERÊNCIAS

- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 5462** - Confiabilidade e Manutenibilidade. São Paulo, 1994
- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 15181** - Ensaio não destrutivo - Emissão Acústica - Terminologia. São Paulo, 2004.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E-813** - Standard Test Methods for Jic - A Measure of Fracture Toughness. Philadelphia, 1989.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E-399** - Standard Test Methods for Plane-Strain of Fracture Toughness of Metallic Materials. Philadelphia, 1990.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E-1820** - Standard Test Methods for Measurements of Fracture Toughness. West Conshohocken, 1996.
- AMORIM, E. A. **Fluxo de Potência Ótimo em Sistemas Multimercados Através de um Algoritmo Evolutivo Multiobjetivo**. 2006. Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) - Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, Ilha Solteira, 2006.
- ANDERSON, T. L. **Fracture Mechanics - Fundamentals and Applications**. 3a ed. Flórida: Taylor & Francis Group, 2005.
- ASHBY, M. F. **Materials Selection in Mechanical Design**. 4a ed. Burlington: Butterworth-Heinemann, 2011.
- ASM HANDBOOK. **Fatigue and Fracture**. v. 19. s.l.:ASM International Handbook Committee, 1996.
- ASM METAL'S HANDBOOK. **Nondestructive Evaluation and Quality Control**. v. 17, S.l.: s.n. 9ª edition, 1989.
- BAMNIOU, Y., DOUKA, E. & TROCHIDIS, A. **A Crack Identification in Beam Structures Using Mechanical Impedance**. *Journal of Sound and Vibration*. 256(2), p. 287-297, 2002.
- BARSOM, J. M. & ROLFE, S. T. **Fracture and Fatigue Control in Structures Application of Fracture Mechanics**. 2th ed. New Jersey: Prentice Hall, 1987.
- BAVASTRI, C. A. **Redução de Vibrações de Banda Larga em Estruturas Complexas por Neutralizadores Viscoelásticos**. 1a ed. Florianópolis: Universidade Federal de Santa Catarina, 1997.
- BECKWITH, T. G., MARANGONI, R. D. & LIENHARD, J. H. **Mechanical Measurements**. 6th ed. s.l.:Addison - Wesley, 1993.

BOLZAN, A. J. M. Transformada em Ondeleita: Uma Necessidade. **Revista Brasileira de Ensino de Física**. v. 28, p. 563-567, 2006.

CASTRO, J. T. P. & MEGGIOLARO, M. A. **Fadiga - Técnicas e Práticas de Dimensionamento Estrutural sob Cargas Reais de Serviço**. 1a ed. Lexington: s.n., 2010.

CASTRO, R. **Otimização de Estruturas Multiobjetivos via Algoritmos Genéticos de Pareto**. 2001. Tese (Doutorado em Ciências em Engenharia Civil) - COPPE UFRJ, Rio de Janeiro, 2001.

CHEN, H. -. L. & CHOI, J. -. H. **Acoustic Emission Study of Fatigue Cracks in Materials Used for AVLB**. **Journal of Acoustic Emission**. 23(4), p. 133-151, 2004.

CHINCHALKAR, S. **Determination of Crack Location in Beams Using Natural Frequencies**. **Journal of Sound and Vibration**. v. 247, p. 417-429, 2001.

CHIQUEITO, P. R., FILIPPIN, C. G., D., H. B. W. & KONOPKA, T. F. **Relatório Interno LACTEC**. Metodologia para Ensaio de Tensão Residual. Curitiba, 2008.

CHONDROS, T. G. **The Continuos Crack Flexibility Method for Crack Identification**. **Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures**. v 24, p. 643-650, 2001.

CHONDROS, T. G., DIMAROGONAS, A. D. & YAO, J. **Longitudinal Vibration of a Bar With a Breathing Crack**. **Engineering Fracture Mechanics**. v 61, p. 503-518, 1998.

COELLO, C. A. C. **An Empirical Study of Evolutionary Techniques for Multiobjective Optimization in Engineering Design**. 1996. Thesis (PhD in Computer Engineering) - Tulane University, Department of Computer Science, New Orleans, 1996.

COLLIPRIEST, J. E., EHRET, R. M. & THATCHER, C. **Rockwell International Corporation - Space Division**, s.l.: Report MFS-24447, 1973.

DEB, K. **Multi-objective Optimization Using Evolutionary Algorithms**. New York: Wiley & Sons, 2001.

DHARMARAJU, N. & SINHA, J. K. Some Comments on Use of Antiresonance for Crack Identification in Beams. **Journal of Sound and Vibration**. v. 286, p. 669-671, 2005.

DILENA, M. & MORASSI, A. The Use of Antiresonances for Crack Detections in Beams. **Journal of Sound and Vibration**. v. 276, p. 195-214, 2004.

DIMAROGONAS, A. D. **Vibration of Cracked Structures - A State of Art Review**. **Engineering Fracture Mechanics**. v. 55, p. 831-857, 1996.

DING, Y., REUBEN, R. L. & STEEL, J. A. **A New Method for Waveform Analysis for Estimating AE Wave Arrival Times Using Wavelet Decomposition**. NDT&E International. v. 37, p. 279-290, 2004.

DUNEGAN, H. **Acoustic Emission: A Promising Technique**. Livermore, CA: Lawrence Radiation Laboratory, 1963.

ENGELBRECHT, A. **A Structural Integrity Monitoring Using Vibration Measurements - Master of Engineering**. Pretoria: University of Pretoria - Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, 2000.

ESPINDOLA, J. J. **Apostila de Dinâmica de Estruturas**. Programa de Pós Graduação de Engenharia Mecânica. 1a ed. Florianópolis: Universidade Federal de Santa Catarina, 1986.

EWINS, D. J. **Modal Testing: Theory, Practice and Application**. Philadelphia: Research Studies Press Ltd., 2000.

FARRAR, C. R. & LIEVEN, N. A. J. **Damage Prognosis: The Future of Structural Health Monitoring**. Philosophical Transactions of the Royal Society. v. 365, p. 623-632, 2007.

FARRAR, C. R., LIEVEN, N. A. J. & BEMENT, M. T. **An Introduction to Damage Prognosis - Damage Prognosis for Aerospace, Civil and Mechanical Systems**. s.l.:J. Wiley & Sons, 2005.

FARRAR, C. R. & WORDEN, K. **An Introduction to Structural Health Monitoring. Philosophical Transactions of The Royal Society**. v. 365, p. 303-315, 2006.

FARRAR, C. R. & WORDEN, K. **An Introduction to Structural Health Monitoring**. The Royal Society. v. 365, p. 303-315, 2007.

FORMAN, R. F., KEARNEY, V. E. & ENGLE, R. M. Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures. **Journal Basic Engineering**. v. 89, p. 459-464, 1967.

FRANKESTEIN, B., HENTSCHEL, J. D. & SCHBERT, F. **Monitoring Network for SHM in Avionic Applications**. EC-NDT, 2006.

FREIRE, J. L. F., CASTRO, J. T. P., OTEGUI, J. L. & MAFREDI, C. **Aspectos Gerais da Avaliação de Intensidade e Extensão de Vida de Estruturas e Equipamentos Industriais**. ABCM: Anais do 8o SIBRAT, 1994.

GADÉA, A. **Identificação de danos estruturais a partir das funções de resposta em frequencia**. 1a ed. Rio de Janeiro: COPPE/UFRJ, 2002.

GERBERICH, W. W. & HARTBOWER, C. E. Some observations on stress wave emission as a measure of crack growth. **International Journal of Fracture Mechanics**. v. 3, p. 185-192, 1967.

GERBERICH, W. W. & HARTBOWER, C. E. Some Observations on Stress Wave Emission as a Measure of Crack Growth. **International Journal of Fracture Mechanics**. v. 3, p. 185-192, 1967.

GIURGIUTIU, V. **Wave Generation with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring**. Symposium on NDE Health Monitoring and Diagnostics, pp. 5056-17, 2002.

GOLDBERG, D. E. **Genetic Algorithms in Search Optimization, and Machine Learning**. Massachusetts: Addison - Wesley, 1989.

GREEN, A. T., LOCKMAN, C. S. & HAINES, H. K. **Acoustical Analysis of Filament Wound Polaris Chamber**. Report 0672-01F. California: Aerojet-General Corp, 1963.

GRIFFITH, A. A. **The Phenomenon of Rupture and Flow in Solids. Philosophical Transactions Series**. v. 221, p. 163-198, 1920.

GROSSE, C. U. & OHTSU, M. **Acoustic Emission Testing - Basics for Research**. Lexington: Springer, 2010.

HILLARY, B. & EWINS, D. J. **The Use of Strain Gauges in Force Determination and Frequency Response Function Measurements**. Proceedings of the 2nd IMAC. p. 627-634, 1984.

HOFFMANN, K. **An Introduction to Measurements Using Strain Gages**. Darmstadt: Hotting Baldwin Messtechnik - HBM, 1989.

INGLIS, C. E. **Stress in a Plate Due to the Presence of Cracks and Sharp Corners**. Transactions of the Institution of Naval Architects. v. 55, p. 219-230, 1913.

INMAN, D. J. **Engineering Vibration**. New Jersey: Prentice Hall, 1994.

IPIÑA, J. E. P. **Mecánica de Fractura**. Buenos Aires: Librería y Editorial Alsina, 2004.

IRWIN, G. R. **Fracture Dynamics - Fracturing of Metals**. Cleveland: ASM, 1948.

IRWIN, G. R. **Onset of Fast Crack Propagation in High Strength Steel and Aluminium Alloys**. Sagamore Research Conference Proceedings. v. 2, p. 289-305, 1956.

IRWIN, G. R. Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate. **Journal of Applied Mechanics**. p. 24-361, 1957-a.

IRWIN, G. R. **Relation of Stresses Near a Crack to the Crack Extension Force**. Bruxelles: 9th Int. Congress Applied Mechanics, 1957-b.

IRWIN, G. R. & WELLS, A. A. **A Continuum-Mechanics View of Crack Propagation**. Metallurgical Reviews, 38(10), p. 223-270, 1965.

JAIN, A. K., DUIN, R. P. & MAO, J. **Statistical Pattern Recognition: A Review**. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 22(1), 2000.

JIAO, J. et al. **Application of Wavelet Transform on Modal Acoustic Source Location in thin Plates with One Sensor**. Pressure Vessels and Piping. v. 81, p. 427-431, 2004.

KAISER, J. **A Study of Acoustic Phenomena in Tensile Tests**. 1950. Dissertation (MSc in Mechanical Engineering) - Technical University of Munich. Munich, 1950.

KHIEM, N. T. & LIEN, T. V. Multi-Crack Detection for Beam by the Natural Frequencies. **Journal of Sound and Vibration**. v. 273, p. 175-184, 2004.

KOMROWER, J. M. & PAKSTYS, M. P. **Use of Strain Gauges in Force Determination and Frequency Response Function Measurements**. Proceedings of 2th IMAC, 1984.

KWON, O.-Y. & LEE, K. **Acoustic Emission for the Detection of Fatigue Damage**. Acoustic Emission Beyond the Millenium, p. 93-101, 2000.

LARSSON, L. H. **Advances in Elastic-Plastic Fracture Mechanics**. England: Applied Science Publishers Ltd., 1980.

LAW, S. S. & LU, Z. R. Crack Identification in Beam From Dynamic Responses. **Journal of Sound and Vibration**. v. 285, p. 967-987, 2005.

LI, Z., XIA, S. & SU, X. Damage Detection of Cracked Beams Based on Wavelet Transform. **International Journal of Impact Engineering**. v. 32, p. 1190-1200, 2006.

LUGG, M. C. **An Introduction to ACPD**. 1.1 ed. Milton Keynes: Technical Software Consultants Ltd., 2002.

MAJUMDER, L. & MANOHAR, C. S. A Time-Domain Approach for Damage Detection in Beam Structures Using Vibration Data with a Moving Oscillator as an Excitation Source. **Journal of Sound and Vibration**. v. 268, p. 699-716, 2003.

MA, J., XUE, J., YANG, S. & HE, Z. **A Study of the Construction and Application of a Daubechies Wavelet-Based Beam Element**. Finite Elements in Analysis and Design. v. 39, p. 965-975, 2003.

McLASKEY, G. C., GLASER, S. D. & GROSSE, C. U. **Acoustic Emission Beamforming for Enhanced Damage Detection**. Sensor and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems. v. 6932, 2008.

MEYERS, M. A. **Dynamic Behavior of Materials**. s.l.:John Wiley & Sons, 1994.

MILLER, R. K. & McINTIRE, P. **Nondestructive Testing Handbook**. Acoustic Emission Testing. v. 5. Estados Unidos da América: America Society for Nondestructive Testing - ASNT, 1987.

MURAVIN, B. **Acoustic Emission Science and Technology**. Israeli Association of Engineers and Architects, 2009.

MURAVIN, B. **Acousti Emission Portal**. 2011 [Online] Available at: <<http://www.muravin.com>>. Acessado em: 28 jun. 2012.

NAIR, A. & CAI, C. S. **Acousti Emission Monitoring of Bridges: Review and Case Studies**. Engineering Structures. 32(6), p. 1704-1714, 2010.

NANDWANA, B. P. & MAITI, S. K. Detection of the Location and Size of a Crack in Stepped Cantilever Beams Based on Measurements of Natural Frequencies. **Journal of Sound and Vibration**. v. 203, p. 435-446, 1997.

NEWMARK, N. W. A Method of Computation for Structural Dynamics. **Journal of Engineering Mechanics Division**. v. 85, p. 67-94, 1959.

OROWAM, E. **Energy Citeria of Fracture**. Reports on Progress in Physics. p. 12-157, 1949.

OWOLABI, G. M., SWAMIDAS, A. S. J. & SESHADRI, R. Crack Detection in Beams Using Changes in Frequencies and Amplitudes of Frequency Response Functions. **Journal of Sound and Vibration**. v. 265, p. 1-22, 2003.

PARIS, P. C. & ERDOGAN, F. A Critical Analysis of Crack Propagation Laws. **Journal Basic Engineering**. v. 85, p. 528-534, 1960.

PARIS, P. C., GOMEZ, M. P. & ANDERSON, W. E. **A Rational Analytic Theory of Fatigue - The Trend in Engineering**. Washington: University of Washington, 1961.

PARLOO, E., VERBOVEN, P., GUILLAUME, P. & VAN OVERMEIRE, M. Force Identification by Means of in-Operation Modal Models. **Journal of Sound and Vibration**. v. 262, p. 161-173, 2003.

PATIL, D. P. & MAITI, S. K. Experimental Verification of a Method of Detection of Multiple Cracks in Beams Based on Frequency Measurements. **Journal of Sound and Vibration**. v. 281, p. 439-451, 2005.

PHYSICAL ACOUSTICS CORPORATION. DiSP with AEwin USER'S MANUAL. New Jersey, USA: Princeton Junction, 2005.

POPOV, E. P. **Introdução à Mecânica dos Sólidos**. 1a ed. São Paulo: Edgard Blücher, 1978..

PRESEZNIAK, F. A. **Identificação de Danos e Determinação da Vida Útil em Estruturas Usando Transformada Wavelet e Conceitos de Mecânica da Fratura**. 2007. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Curitiba, 2007.

PRESEZNIAK, F. A., IPIÑA, J. E. P. & BAVASTRI, C. A. **Prognóstico de Danos: Técnicas Numéricas para Detecção de Falhas e Predição de Vida Útil em Estruturas Simples**. CMNE/CILAMCE, Issue © APMTAC, 2007.

PULLIN, R., HOLFORD, K. M. & BAXTER, M. G. **Modal Analysis of Acoustic Emission Signals from Artificial and Fatigue Crack Sources in Aerospace Grade Steel**. Key Engineering Materials. v 293-294, p. 217-226, 2005.

RICE, J. R. A Path Independent Integral and the Approximate Analysis of Strain Concentration by Notches and Cracks. **Journal of Applied Mechanics**. v. 35, p. 379-386, 1968.

ROSENBERG, R. S. **Simulation of Genetic Populations with Biochemical Properties**. 1967. Thesis (Doctoral in Communication Sciences) - University of Michigan. USA: Michigan, 1967.

RYTTER, A., 1993. **Vibration based inspection of civil engineering structures**. 1993. Dissertation (MSc in Civil and Structural Engineering) - Department of Building Technology and Structural Engineering Aalborg University. Denmark, 1993.

SHAFFER, D. **Some Experiments in Machine Learning Using Vector Evaluated Genetic Algorithms**. 1984. Thesis - Vanderbilt University. Nashville, 1984.

SHAG-XIAN, W. Crack Length Calculation Formula for Three Point Bend Specimens. **International Journal of Fracture**. v. 24, p. R33-R35, 1994.

SMITH, M. C. **ACFM Inspection Procedure**. 1th ed. Milton Keynes: Technical Software Consultants Ltd., 2003.

SNOWDON, J. C. **Vibration and shock in damped mechanical system**. 1a ed. New York: J. Wiley, 1968.

SOARES, S. D. Emissão Acústica - **Apostila do curso de Emissão Acústica**. s.l.:s.n, 2007.

SOARES, S. D. **Correlações Entre Emissão Acústica de Defeitos e Parâmetros de Mecânica da Fratura na Avaliação da Integridade de Equipamentos Pressurizados**. Rio de Janeiro: s.n., 2008.

SOEIRO, N. S. **Apostila de Análise Modal Experimental**. Belém: Grupo de Vibrações e Acústica da UFPA. Pará, 2001.

STEIDEL, R. F. **An Introduction to Mechanical Vibrations**. New York: John Wiley, 1989.

TADA, H., PARIS, P. C. & IRWIN, G. R. **The Stress Analysis of Cracks Handbook**. 3th ed. New York: ASME Press, 2000.

TICONA, W. G. C. **Aplicação de Algoritmos Genéticos Multiobjetivos para Alinhamento de Sequências Biológicas**. 2003. Dissertação (Mestrado em



Ciências da Computação e Matemática Computacional) - Universidade de São Paulo - Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação. São Carlos, 2003

VANLANDUIT, S., PARLOO, E. & GUILLAUME, P. Combined Damage Detection Techniques. **Journal of Sound and Vibration**. v. 266, p. 815-831, 2003-a.

VANLANDUIT, S., VERBOVEN, P. & GUILLAUME, P. On-line Detection of Fatigue Cracks Using an Automatic Mode Tracking Technique. **Journal of Sound and Vibration**. v. 266, p. 805-814, 2003-b..

VIKTOROV, I. A. **Rayleigh and Lamb Waves, Physical Theory and Applications**. New York: Plenum Press, 1967..

WANG, J. L. & QIAO, P. **Improved Damage Detection of Beam-Type Structures Using Uniform Load Surface**. Structural Health Monitoring, 2006-b..

WANG, S., REN, Q. & QIAO, P. Structural Damage Detection Using Local Damage Factor. **Journal of Vibration and Control**. v. 12, p. 955-973, 2006-a.

WHEATSTONE, C. **An Account of Several New Instruments and Processes for Determining the Constants of a Voltaic Circuit**. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1843.

WILLIAMS, M. L. On the Stress Distribution at the Base of a Stationary Crack. **ASME Journal of Applied Mechanics**. v. 24, p. 109-114, 1957.

## DOCUMENTOS CONSULTADOS

Fatigue Crack Growth. **Manual**. MTS, 2000.

DATA PHYSICS CORPORATION. Signal Calc Ace Dynamic Signal Analyser **Manual**. 2006.

PHYSICAL ACOUSTICS CORPORATION. **DiSP with AEwin USER'S MANUAL**. New Jersey, USA: Princeton Junction, 2005.

**Labview Help** – 2010.

**Ansys Help** – 8.0

Ministry of Transport and Civil Aviation.

<<http://www.owl.net.rice.edu/~msci301/Spring2006.htm>>. Acessado em: 02/ 08/ 2010.

## ANEXOS

ANEXO I- MODELAGEM MATEMÁTICA PARA AMORTECIMENTO VISCOSO E HISTERÉTICO DE SISTEMAS COM UM GRAU DE LIBERDADE.....	167
ANEXO II- MÉTODO DA AMPLITUDE DE PICO E BANDA DE MEIA POTÊNCIA	172
ANEXO III- ENSAIOS NÃO DESTRUTURIVOS – EMISSÃO ACÚSTICA.....	174
ANEXO IV- PARÂMETROS DIMENSIONAIS DAS VIGAS.....	191
ANEXO V- DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DE TENSÕES.....	192
ANEXO VI- EXEMPLO DO CÓDIGO APDL USADO PARA MODELAGEM DA VIGA EM ELEMENTOS FINITOS DURANTE A CALIBRAÇÃO DO SISTEMA – N_DISCOVERY.....	200
ANEXO VII- EXEMPLO DO CÓDIGO APDL USADO PARA MODELAGEM DA VIGA EM ELEMENTOS FINITOS DURANTE A CALIBRAÇÃO DO SISTEMA – SIMULATION .....	203
ANEXO VIII- CONFIGURAÇÃO DE UM CORPO DE PROVA NO <i>FATIGUE CRACK GROWTH</i> ®- SOFTWARE DA MTS™ .....	207
ANEXO IX- CONFIGURAÇÃO DE ENSAIO NA MÁQUINA UNIVERSAL.....	208
ANEXO X- DADOS DO ENSAIO DA VIGA A2.....	212

## ANEXO I- MODELAGEM MATEMÁTICA PARA AMORTECIMENTO VISCOSO E HISTERÉTICO DE SISTEMAS COM UM GRAU DE LIBERDADE.

A energia dissipada de um sistema vibrante pode dar-se na forma de atrito, calor, ou ainda, na forma de som (STEIDEL, 1989). Estas formas de dissipação de energia, também conhecidas como mecanismos de amortecimento, podem tomar uma dentre várias formas ou, na grande maioria das vezes, apresentar-se através de uma combinação de ambas ao mesmo tempo. Por exemplo: No amortecimento viscoso, a força de amortecimento é proporcional à velocidade, enquanto no amortecimento turbulento, a força de amortecimento é proporcional ao quadrado da velocidade. No atrito seco - chamado amortecimento de Coulomb - a força de atrito é constante e tem como causa o atrito cinético entre as superfícies secas deslizantes. Finalmente, o amortecimento sólido – histerético - é ocasionado pelo atrito interno, ou seja, a deformação interna. A própria tensão mecânica mensurada em um corpo é uma medida do amortecimento sólido desse corpo (STEIDEL, 1989).

### AMORTECIMENTO VISCOSO

Ao se considerar um sistema mecânico do tipo massa-mola-amortecedor com um único grau de liberdade, a partir da vibração livre, como apresentado na Figura 96, pode-se deduzir a equação de movimento,

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = 0, \quad (117)$$

onde:

$m$  é a massa do sistema;

$\ddot{x}(t)$  é a aceleração na direção vertical do sistema em função do tempo;

$c$  é o coeficiente de amortecimento viscoso do amortecedor;

$\dot{x}(t)$  é a velocidade na direção vertical do sistema em função do tempo;

$k$  é a constante elástica da mola;

$x(t)$  é o deslocamento na direção vertical do sistema em função do tempo.

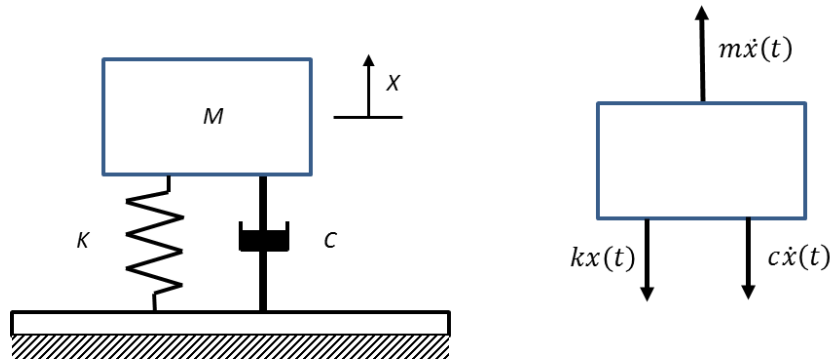


Figura 96 – Sistema de 1 grau de liberdade. Modelagem a partir do equilíbrio estático.

Uma solução da equação acima pode ser definida por

$$x(t) = ae^{st}, \quad (118)$$

onde:

$s$  é um número complexo;

$a$  uma constante adimensional.

Ao substituir as equações acima tem-se a seguinte expressão:

$$(ms^2 + cs + k)ae^{st} = 0. \quad (119)$$

Como existe um deslocamento imposto ao longo do tempo, definido a partir de condições iniciais na Figura 96, os parâmetros  $a$  e  $e^{st}$  são diferentes de zero. Logo, se obtém o seguinte polinômio de segunda ordem a partir da equação acima:

$$ms^2 + cs + k = 0. \quad (120)$$

Esta equação é denominada equação característica e a solução é dada por

$$s_{1,2} = -\frac{c}{2m} \pm \frac{1}{2m} \sqrt{c^2 - 4km}. \quad (121)$$

Se:

- I.  $c^2 - 4km > 0$ , um amortecimento supercrítico é experimentado pelo sistema;
- II.  $c^2 - 4km = 0$ , diz-se por ser uma situação especial, que o sistema experimenta um amortecimento crítico;

III.  $c^2 - 4km < 0$ , assim de forma antagônica ao item I, o sistema experimenta um amortecimento subcrítico.

A partir do caso II é definido o coeficiente de amortecimento crítico  $c_{cr}$ :

$$c_{cr} = 2\sqrt{km} = 2m\Omega_0; \quad (122)$$

Nesta equação,  $\Omega_0 = \sqrt{k/m}$  é a frequência natural não amortecida do sistema.

Ao definir o amortecimento crítico, torna-se importante também apontar a razão de amortecimento, um número adimensional determinado a partir da seguinte expressão:

$$\xi = \frac{c}{c_{cr}} = \frac{c}{2m\Omega_0}, \quad (123)$$

onde a razão de amortecimento relaciona a frequência natural amortecida e a frequência natural não amortecida da seguinte forma (STEIDEL, 1989 e EWINS, 2000):

$$\Omega_D = \Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2}. \quad (124)$$

A razão de amortecimento é uma característica, dependente de folgas, condições superficiais, temperatura, formas, estado do material e outros fatores.

### AMORTECIMENTO HISTERÉTICO

Segundo INMAN (1994), é comum estudar mecanismos de amortecimento através da energia dissipada por ciclo sob carregamento harmônico. Frequentemente, curvas de força *versus* deslocamento, ou tensão *versus* deformação são usadas para medir a energia dissipada e, conseqüentemente, determinar uma medida de amortecimento no sistema. O amortecimento histerético pode ser determinado a partir de um modelo viscoso, onde se busca definir o fator de perda. A energia dissipada por ciclo,  $\Delta E$ , num sistema viscosamente amortecido com coeficiente  $c$ , é dada por (INMAN, 1994),

$$\Delta E = \int F_D dx = \int_0^{2\pi/\Omega_{dr}} \left( c\dot{x} \frac{dx}{dt} \right) dt = \int_0^{2\pi/\Omega_{dr}} c\dot{x}^2 dt, \quad (125)$$

onde:

$F_D$  é a força devido ao amortecimento;

$\Omega_{dr}$  é a frequência de excitação.

Em um regime permanente, onde  $x = X \sin(\Omega_{dr}t)$  e  $\dot{x} = \Omega_{dr}X \cos(\Omega_{dr}t)$ , a equação acima modifica-se para:

$$\Delta E = \int_0^{2\pi/\Omega_{dr}} (\Omega_{dr}X^2 \cos^2(\Omega_{dr}t)) dt = \pi c \Omega_{dr} X^2.$$

Esta equação determina a energia dissipada para cada ciclo por um amortecedor viscoso. INMAN (1994) definiu o fator de perda ou coeficiente de perda,  $\eta$ , de um modelo de amortecimento histerético, como:

$$\eta = \frac{\Delta E}{2\pi U_{max}}, \quad (126)$$

onde  $U_{max} = \frac{1}{2}kX^2$  é a energia potencial do sistema no deslocamento máximo.

Pode ser encontrada uma relação entre o fator de perda e a razão de amortecimento de um sistema viscoso, na vizinhança de uma frequência natural. Substituindo as duas equações acima, tem-se:

$$\eta = \frac{\pi c \Omega_{dr} X^2}{2\pi \left(\frac{1}{2}kX^2\right)}. \quad (127)$$

Considerando,  $\Omega_{dr} = \Omega_0 = \sqrt{k/m}$ , esta nova equação torna-se:

$$\eta = \frac{c}{\sqrt{km}} = 2\xi. \quad (128)$$

A partir desta equação demonstra-se que o fator de perda é o dobro da razão de amortecimento, válido somente em uma vizinhança de  $\Omega_0$ .

A Figura 97 mostra uma estimativa do fator de perda em função do módulo de elasticidade de diversos materiais de engenharia como uma primeira estimativa para uma seleção de projeto. É válido explicar que muitos desses materiais não se comportam exatamente de acordo com a curva, pois dependem de seu processo de fabricação.

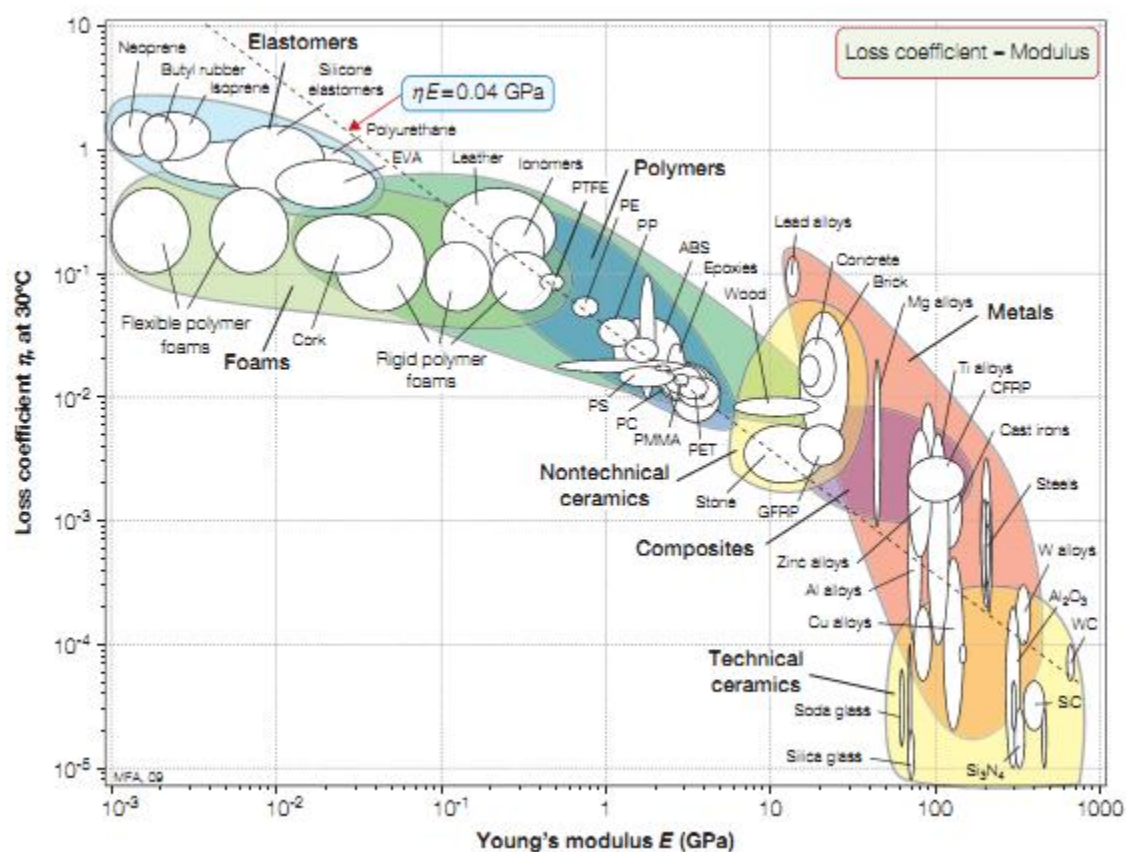


Figura 97 – Coeficiente de perda em função do módulo de elasticidade de materiais.  
 Fonte: (ASHBY, 2011).



## ANEXO II- MÉTODO DA AMPLITUDE DE PICO E BANDA DE MEIA POTÊNCIA

Nesse método assume-se que toda a resposta possa ser atribuída ao modo local e quaisquer efeitos devidos a outros modos devem ser ignorados. Para isso, os picos das FRF associado às frequências naturais devem estar suficientemente afastados e possuir amortecimentos relativamente baixos em virtude da precisão da localização dos picos em amplitude.

As frequências são tomadas simplesmente pela observação dos picos da curva de magnitude da resposta. As razões de amortecimento são calculadas pela banda de meia potência e as formas modais são calculadas a partir das constantes modais obtidas das amplitudes dos picos, da frequência e do amortecimento modal.

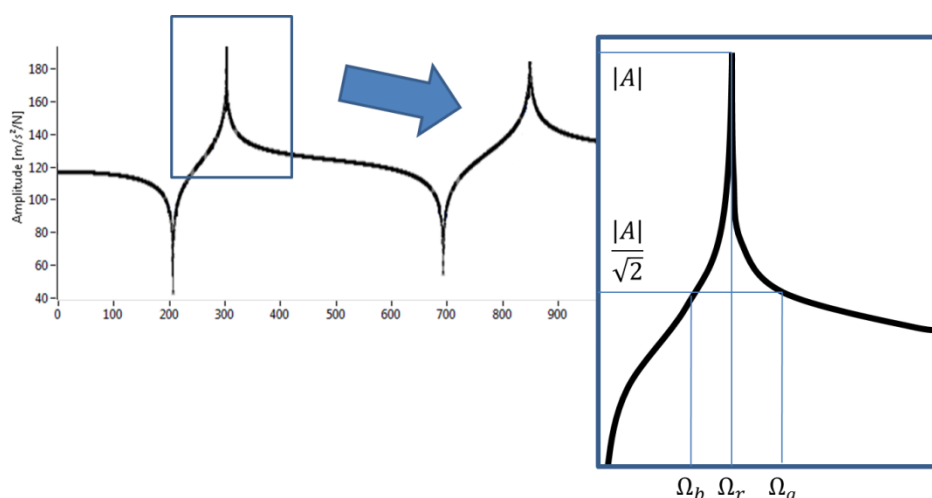


Figura 98 – Método da Amplitude de Pico e Banda de Meia Potência.

Para calcular o fator de perda, primeiramente, detectam-se individualmente os picos de ressonância na FRF. Para cada pico encontrado, onde se tem a máxima resposta na porção da FRF, existe uma frequência associada dada por  $\Omega_r$ . Determina-se então uma razão constante entre a amplitude máxima e  $\sqrt{2}$ . Secciona-se a curva de pico da FRF em dois pontos,  $\Omega_a$  e  $\Omega_b$ , através da reta constante da razão calculada. Deste modo, uma faixa de frequência é estabelecida entre  $\Omega_a$  e  $\Omega_b$ , chamada usualmente de banda meia “potência”, onde na verdade, é a energia do sinal que é dividida em duas partes (decaimento de 3 db). Portanto, o equacionamento para o fator de perda,  $\eta_r$ , é dado por (EWINS, 2000):

$$\eta_r = \frac{\Omega_a^2 - \Omega_b^2}{2\Omega_r^2} \cong \frac{\Omega_a - \Omega_b}{\Omega_r}. \quad (129)$$

Uma vez usada a FRF receptância, a frequência natural coincide com a frequência onde se encontra a máxima resposta em frequência, ou seja:

$$\Omega_r = \Omega_{max} \quad (130)$$

Já no caso da inertância, a frequência associada à máxima resposta em frequência, não corresponde à frequência natural do sistema. Como pode ser visto na equação abaixo. (EWINS, 2000):

$$\Omega_r = \Omega_{max} \sqrt{1 - 2\xi^2}. \quad (131)$$

Verifica-se, através destas equações, que existem diferenças físicas e constitutivas para os modelos, mas que na realidade, através de aproximações e considerações, podem ser consideradas iguais. Por exemplo, se a razão de amortecimento for pequena, valores em torno de  $10^{-3}$ , o que é razoável para a maioria dos materiais metálicos, o valor que estará multiplicando  $\Omega_{max}$  será de 0,9999994, ou seja, aproximadamente 1.

## ANEXO III- ENSAIOS NÃO DESTRUTIVOS – EMISSÃO ACÚSTICA

### Métodos de Inspeção de Defeitos

Uma estrutura mecânica tolerante a defeitos está intrinsicamente ligada a suas inspeções periódicas para identificação de defeitos. Neste capítulo será introduzida uma breve apresentação de ensaios não destrutivos, visando à identificação de trincas em uma estrutura real e, na continuação, uma abordagem aprofundada da técnica de EA.

### Inspeção Visual

A Inspeção Visual (IV) requer treinamento, experiência e capacidade do técnico para identificar falhas, em conjunto com uma boa visão, iluminação e limpeza do objeto em teste. Esta técnica é essencial em qualquer serviço de avaliação de integridade estrutural, mas é difícil normalizá-la, pois envolve bom senso e o nível de experiência do inspetor.

### Líquido Penetrante

A técnica do Líquido Penetrante (LP) é simples e confiável, não requer equipamentos especiais, é normatizada, e pode ser aplicada de forma segura e com baixo custo em uma grande variedade de peças e estruturas. A superfície de teste deve ser previamente preparada e em seguida deve ser encharcada com uma tinta de alta capilaridade de cor forte ou fluorescente. Após o tempo necessário de penetração da tinta, a peça deve ser enxugada e pintada com outra tinta, reveladora, que absorve o líquido que penetrou nas fissuras ou expor a peça à luz ultravioleta, para realçar a localização visual das trincas. Uma de suas desvantagens é que defeitos internos sem contato com a superfície não podem ser detectados.

### Partículas Magnéticas

As trincas interrompem o fluxo do campo magnético (em peças ferromagnéticas), e formam polos opostos nas suas faces, provocando um vazamento no campo local que atrai as Partículas Magnéticas (PM), limalhas de ferro aplicadas sobre uma peça. Podem ser reveladas visualmente por inspeção ou através de luz ultravioleta, vide Figura 99. É uma técnica que necessita formação e só pode ser aplicada para materiais ferromagnéticos.

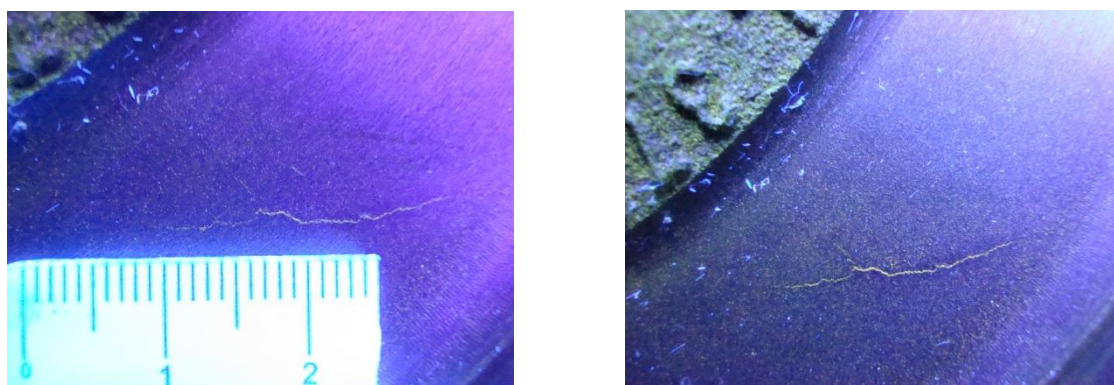


Figura 99 – Ensaio de PM e luz ultravioleta em componente automotivo.

### Correntes Parasitas

A técnica de Correntes Parasitas tem como base a distorção do campo de uma sonda magnética, em geral uma bobina excitada por uma corrente alternada, pelas correntes parasitas por ela induzidas na peça condutora, que se concentram em torno de defeitos superficiais ou internos, e são detectados pela variação de impedância da sonda ou outro sensor colocado na peça. É uma técnica versátil e também possui normas como referência (CASTRO & MEGGIOLARO, 2010).

### ACPD e ACFM

O ensaio por ACFM (*Alternating Current Field Measurement*) é um método de inspeção eletromagnética, derivada do ACPD (*Alternating Current Potential Drop*). Ambos são capazes de detectar e dimensionar fissuras superficiais (comprimento e profundidade) em ampla faixa de temperatura, sem necessidade de preparação superficial de peças, e aos poucos estão substituindo os ensaios convencionais de

PM e LP. A técnica, originalmente desenvolvida no final de 1980 para utilização na indústria petrolífera *off-shore*, onde havia uma exigência para melhorar a fiabilidade, oferece muitas vantagens sobre os métodos de END convencionais e não requer a remoção do revestimento anticorrosivo. A diferença básica entre as técnicas é que o ACPD necessita de contato de seu transdutor na peça metálica, para mensurar o potencial elétrico, já o ACFM não necessita de contato direto (LUGG, 2002 e (SMITH, 2003).

### Ultrassom

O ultrassom possui a capacidade de detectar defeitos internos ou superficiais em peças metálicas ou não através da reflexão e/ou refração de ondas mecânicas de alta frequência controlada por equipamento. O cabeçote, transdutor dos pulsos conhecidos de alta frequência, emite e recebe novamente essas ondas, podendo medir a espessura de um material ou o retorno do sinal devido à descontinuidade ocasionada por defeitos. Esta técnica é versátil, mas é necessária alta qualificação profissional. A superfície deve ter um preparo especial para receber o transdutor. Normas também especificam procedimentos para esse ensaio.

### Radiografia

A técnica utiliza raios X ou gama, dependendo da espessura e da permeabilidade do material em teste. Pode detectar defeitos internos e externos na grande maioria dos materiais. Mas a técnica não é versátil, pois as fontes de radiografia são perigosas à saúde, requerem técnicas, procedimentos e cuidados especiais, e, dependendo da medição, podem obrigar uma evacuação de uma planta para realizar uma medição.

### Outras Técnicas

Existem outras técnicas que merecem citação, pois são usadas para identificar trincas e falhas estruturais, apesar de não fazer em parte de seu objetivo principal de aplicação.

São elas:

Análise Espectral: As trincas afetam a rigidez e, portanto, também as frequências naturais de uma estrutura. Seu modelo matemático foi descrito no capítulo anterior e sua aplicação será vista nos capítulos seguintes;

Termografia: Detecta defeitos a partir das pequenas variações de temperatura que eles causam no seu entorno durante carregamento cíclico;

Extensometria, Interferometria Holográfica e Fotoelasticidade: Detectam variações nos campos de tensões identificando concentradores que podem identificar defeitos.

Dentre todos os métodos citados, existe uma que merece destaque, a técnica por Emissão Acústica, pois, em contraste com a maioria dos métodos complementares de ensaios não destrutivos, os sinais detectados de EA são gerados pelo componente submetido ao teste, mediante a aplicação de um estímulo, detectando-se as ondas mecânicas no material durante o processo de degradação da integridade da estrutura (MILLER & McINTIRE, 1987).

Por sua característica de ser um método de ensaio não destrutivo passivo, o ensaio de EA estende-se a um grande número de aplicações, particularmente àquelas que não podem ser resolvidas pelos métodos convencionais.

A desvantagem desta técnica encontra-se na grande quantidade de sinais capturados e processados que podem ser provenientes de diversas fontes em um mesmo intervalo de tempo. Para ser detectado, o defeito deve ser crescente durante a aquisição. Por esses motivos, o operador deve ser conhecedor do assunto e possuir experiência para analisar os resultados.

A EA será descrita na sequência com mais detalhes.

### Emissão Acústica - Histórico

Desde o início da humanidade, de maneira intuitiva, o ser humano tem experimentado emissões acústicas audíveis, de modo a compreender que existe um dano associado ao som produzido. O “estalo” de um galho de árvore que está prestes a se romper, sons provenientes de uma placa de gelo se desestabilizando estruturalmente na superfície de um lago congelado, do fogo consumindo a madeira, e assim por diante. Mas, a história da emissão acústica pode ser dividida em dois períodos principais, a pré-tecnológica, exposta pelos exemplos anteriores e a tecnológica (MURAVIN, 2009).

O período tecnológico teve início no século XX, quando pesquisadores começaram a investigar o som audível durante os estudos de deformações de materiais. Czocharlski (1916) notou o som agudo durante a recristalização de cristais de estanho e zinco. Portevin e le Chatelier (1923), relataram pequenos sons de alta frequência audível durante a deformação plástica de uma liga de alumínio, manganês e cobre. Ehrenfest e Yoffe (1924) observaram que a deformação por cisalhamento do sal e zinco é acompanhado por estalos. O primeiro desenvolvimento e uso de instrumentação para detecção de Emissão Acústica foi feito pelo sismólogo Kishinouye (1933) durante seus experimentos em madeira. Independentemente, Forster e Scheil (1936) criaram uma instrumentação para registro de sinais de EA gerados durante transformações martensíticas (*apud* MURAVIN, 2009).

Kaiser (1950) estudou diferentes materiais de engenharia e relatou um fenômeno, onde materiais sofreram elevados estados de tensão, cuja subsequente liberação do estado de tensão é acompanhada pela emissão de sinais acústicos e novas emissões acústicas só ocorrem quando a máxima carga prévia aplicada tiver sido excedida. Assim, o “efeito Kaiser” constitui uma medida dos danos internos causados nos materiais que anteriormente foram submetidos a tensões elevadas. Esta característica de irreversibilidade no curto espaço de tempo é uma das principais desvantagens do método de inspeção com a técnica de emissão acústica, pois outros métodos de ensaios não destrutivos permitem a repetição contínua dos ensaios com a obtenção dos mesmos resultados (MILLER & McINTIRE, 1987). Algumas pesquisas, nas décadas seguintes, mostraram que nem todos os materiais seguem a regra do efeito Kaiser, um dos exemplos disso são materiais compósitos (*apud* MURAVIN, 2009).

Somente na década de 60, alguns países se propuseram a utilizar a tecnologia de emissão acústica como uma técnica de ensaio não destrutivo para diferentes estruturas. Nesse mesmo período, formaram-se os grupos de pesquisa de EA nos Estados Unidos da América (EUA), Alemanha e Japão.

GREEN et al. (1963), nos Estados Unidos, usaram EA para assegurar a integridade estrutural de um motor foguete fabricado para a marinha. Ainda nesse ano, Dunegan (1963), propôs usar EA para inspecionar vasos de pressão. Em paralelo na União Soviética, a emissão acústica vinha sendo investigada e desenvolvida para detecções de trincas, estudo de materiais e de maneira geral, em

aplicações militares. Com o desenvolvimento da tecnologia e a necessidade de troca de informações e experiências com pesquisas, desenvolveu-se no final da década de 60 uma terminologia comum (MURAVIN, 2009).

Hoje em dia, a tecnologia de EA é uma técnica consagrada de SHM e está presente em indústrias e em muitos centros de pesquisa do mundo inteiro (PULLIN, et al., 2005, McLASKEY, et al., 2008 e NAIR & CAI, 2010).

## A Tecnologia

### A Natureza do Fenômeno Físico

A Emissão Acústica é um fenômeno físico muito estudado e a aplicação da técnica está em constante desenvolvimento. O sucesso desta depende da capacidade em determinar correlações entre características do sinal de emissão acústica e a fonte que a gerou. Entretanto, esta relação é um desafio tecnológico, pois depende de características de cada material estudado e de fenômenos físicos, como temperatura, e outros.

Na indústria atual, a técnica de EA é aplicada na detecção, localização e avaliação de defeitos em estruturas produzidas em metal, concreto ou compósito. Nesses materiais, o crescimento de trincas para o desenvolvimento da fratura são fontes primárias de emissão acústica. Isso ocorre, pois, como visto no capítulo anterior, o crescimento de trinca é acompanhado pela liberação de energia armazenada no material. Uma parte dessa energia é liberada sob a forma de ondas de tensão, como resultado da rápida redistribuição do campo de tensões na ponta da trinca. Essas ondas de tensão são geralmente ondas elásticas, mas ondas inelásticas podem ser geradas se o limite de escoamento do material é ultrapassado. Isso ocorre, por exemplo, na zona plástica de uma trinca se desenvolvendo em um material dúctil.

Outras fontes primárias de emissão acústica são:

- Deformação plástica e fratura de inclusões duras em metais;
- Rompimento de fibra, matriz, e delaminação em compósitos;
- Fechamento de vazios, e fratura de fases agregadas em concreto.



A Emissão Acústica, através da instrumentação moderna, é capaz de detectar e analisar também fontes de emissão de origem não material, por exemplo, atrito, batidas, vazamentos, descolamento de placas de corrosão, descarga parcial em transformadores, movimentos de placas tectônicas e assim por diante. Essas fontes são chamadas de fontes secundárias.

### Propagação de Ondas

A fonte de EA é efetivamente pontual, tratada matematicamente como uma frente de onda plana, e é essencialmente um pulso de subida de curto deslocamento com o correspondente amplo espectro em frequência. Oscilações podem ser produzidas durante a propagação das ondas, mas não estão presentes normalmente no movimento da fonte de origem.

Segundo SOARES (2007), a propagação de ondas de EA é um assunto de extrema importância em três aspectos principais:

- A atenuação do sinal no meio controla o espaçamento necessário do sensor para a efetiva detecção;
- A velocidade da onda no meio é imprescindível para o cálculo do correto posicionamento da fonte emissora;
- Os modos de onda múltiplos e padrões de onda, muito mais do que os fatores da fonte, controlam a forma da onda na proximidade do sensor.

Ondas de diferentes tipos propagam em velocidades diferentes e com direções de oscilações diferentes. Além disso, passando através de um meio, as ondas sofrem várias alterações devido à atenuação, dispersão, difração, espalhamento, e outros. Quando se pode descrever analiticamente ou numericamente a propagação de ondas em um meio, mesmo em materiais anisotrópicos, é possível obter uma grande acurácia na localização da fonte. Isto pode ocorrer porque uma correta velocidade de onda é incorporada num algoritmo de localização em função de um ângulo de propagação SOARES (2007).

## Atenuação

A amplitude medida pelo sensor de emissão acústica depende da verdadeira atenuação da onda sonora que perde energia para o material e também das dispersões que a onda sonora sofre à medida que interage com inclusões e contornos de grão. Como as ondas dispersas por fenômenos como reflexão, refração e difração muitas vezes acabam não chegando ao sensor (dependendo de fatores como distância de frentes de reflexão ao sensor, distância da fonte ao sensor, amortecimento do material, *etc.*) considera-se que a dispersão é um caso de atenuação do sinal.

Denomina-se atenuação geométrica o caso em que se considera que o material é perfeitamente homogêneo e que não há perdas de energia. A onda acústica, que possui o formato esférico, terá um aumento na sua frente de onda à medida que ela percorre o material. Para conservar a energia, é necessário diminuir a amplitude da onda. Uma analogia é feita na Figura 100, onde se observa que para manter a mesma área da casca cilíndrica, à medida que se aumenta o raio, é necessário diminuir a altura da casca (SOARES, 2008).

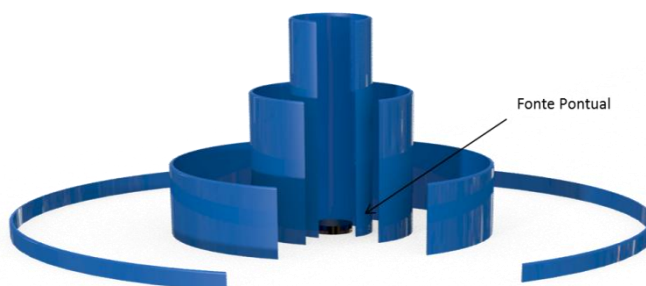


Figura 100 – Frentes de onda a partir de uma fonte pontual.

## Tipos de ondas acústicas

A grande diversidade de materiais de engenharia pode apresentar diferentes tipos de ondas mecânicas dependendo da fonte, geometria do corpo, propriedades materiais, temperatura, *etc.* Estas ondas possuem características físicas onde é possível listar suas diferenças. Uma das características mais importantes para a emissão acústica é a velocidade de propagação. Considera-se uma velocidade

relativa,  $V_r = 1$ , de valor unitário para efeitos de comparação entre os tipos de ondas. São elas, Figura 101:

- Longitudinal, ou dilatação ou forma  $P$ -. As oscilações ocorrem na direção da propagação da onda. Sua velocidade de propagação é igual a  $V_r$ .
- Cisalhante, ou transversal, ou forma  $S$ -. As oscilações ocorrem na direção perpendicular de propagação da onda. Sua velocidade de propagação é aproximadamente  $0,6V_r$ .

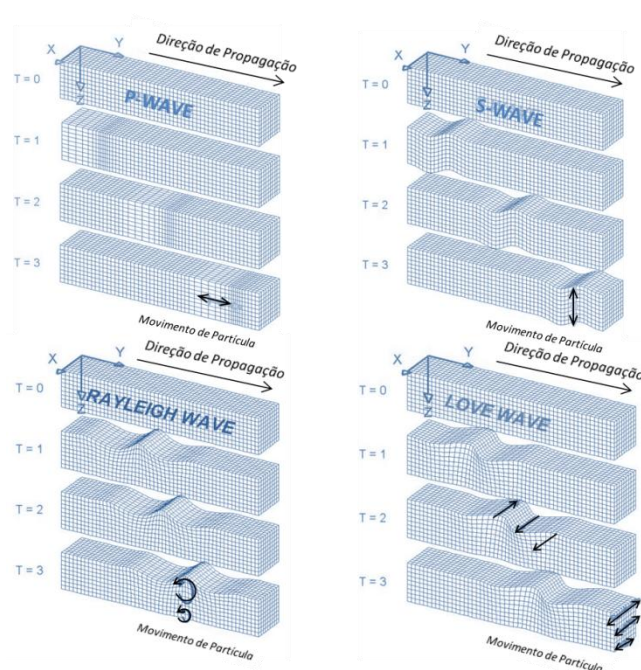


Figura 101 – Tipos de onda e movimento de partículas na propagação.

Fonte: <http://web.ics.purdue.edu/~braile/edumod/slinky/slinky.htm>

- Rayleigh ou superfície. São ondas de movimento elíptico nos planos normais a superfície e paralelas a direção de propagação. Sua amplitude diminui rapidamente com o aumento da profundidade. São as ondas mais lentas,  $\approx 0,5V_r$ , pois são decorrentes da interferência das ondas  $P$  e  $S$ .
- Lamb ou planas. São as mais complexas, seus padrões de velocidade são variáveis. As ondas de Lamb são uma forma de perturbação elástica que pode propagar entre duas superfícies paralelas livres, tais como as superfícies superior e inferior de uma placa, viga ou casca (VIKTOROV, 1967).

- Love. Estas são ondas de superfície que produzem cisalhamento horizontal e sua energia é obrigada a permanecer nas camadas superiores por ocorrer uma reflexão interna total. Estas ondas são decorrentes da interferência de duas ondas  $S$ . Sua velocidade também pode variar dependendo da interferência.

### Velocidades de Ondas Acústica em Materiais

A Figura 102 mostra uma forma de onda no domínio do tempo adquirida por um sensor de EA a partir de uma fonte única. Na figura verificam-se três regiões distintas onde se pode perceber a chegada de três frentes de onda no sensor de acordo com suas velocidades. A onda com a maior velocidade é a onda longitudinal ou  $P$ , seguida pela onda transversal ou  $S$  e finalmente a chegada de uma onda superficial, ou de Rayleigh.

Na técnica de EA, assim como se pode observar através da Figura 102, na maioria das vezes, o interesse está nas ondas de superfície, por essa possuir maior amplitude, e conseqüente melhor razão sinal-ruído e conter aproximadamente 67% da energia do sinal total.

O conhecimento da velocidade de propagação de uma onda de interesse no meio material é um fator determinante para a correta localização das fontes de EA. Logo, na Tabela 3 apresentam-se velocidades de propagação de tipos de ondas em diferentes materiais.

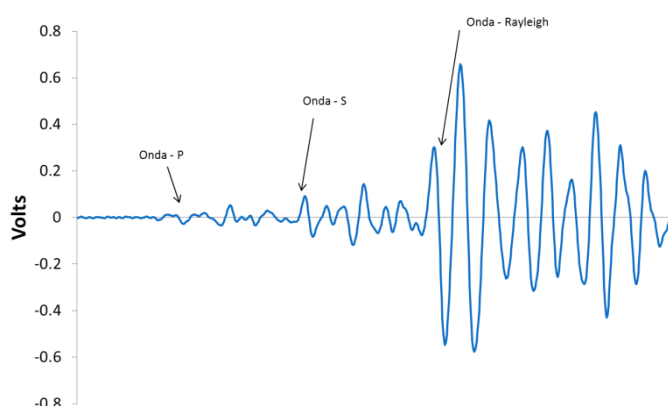


Figura 102 – Forma de onda capturada por um sensor de EA

Tabela 12 – Velocidade de ondas em diferentes materiais

Material	Longitudinal ( $C_1$ ), km/s	Transversal ( $C_2$ ), km/s	Rayleigh ( $C_R$ ), km/s	Lamb ( $C_L$ ), km/s	Impedância Acústica, $10^6 \text{ kg}/(\text{m}^2 \text{ s})$
Alumínio	6,3	3,1	2,9	5,1	17
Bronze	4,4	2,1	2,0	3,5	36
Ferro Fundido	5,0	3,0	2,7	4,7	36
Cobre	4,7	2,3	2,1	3,8	42
Chumbo	2,2	0,7	0,7	1,2	25
Magnésio	5,8	3,1	2,9	5,0	10
Níquel	5,6	3,0	2,8	4,8	49
Aço	5,9	3,2	3,0	5,1	46

Fonte: (MEYERS, 1994).

### Sensores de EA

Os sensores utilizados na técnica de emissão acústica são de materiais piezelétricos (PZT). Este cristal é montado entre duas placas metálicas que suportam a tensão e atuam como eletrodos, vide Figura 103. Se nenhuma tensão é aplicada, então as cargas positivas e negativas tem o mesmo centro de gravidade e não existe nenhum momento de dipolo molecular (polarização zero). No momento em que uma tensão é aplicada, ocorre uma distribuição não simétrica de cargas, o que faz com que os centros de gravidade não coincidam e seja gerado um momento de dipolo. Isso causa um acúmulo de carga nos eletrodos e uma diferença de potencial entre eles. Assim, a passagem de uma onda sonora na superfície do material, gera uma diferença de potencial no sensor piezelétrico que é transferido para um sistema de aquisição.

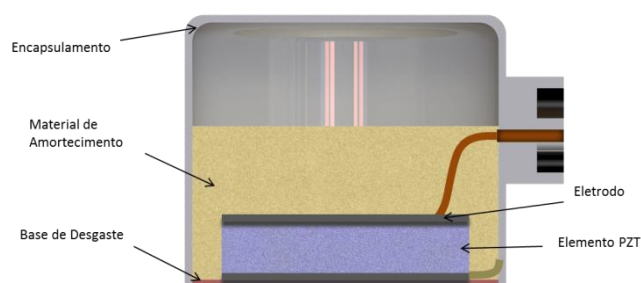


Figura 103 – Sensor de EA

Os sensores piezelétricos podem ser encontrados na forma de transdutores ressonantes ou de banda larga. Os sensores de banda larga respondem a uma faixa

larga de frequências, mas em geral possuem uma menor sensibilidade do que os ressonantes. Os ressonantes possuem uma maior sensibilidade, mas detectam apenas uma faixa bem restrita de frequências geralmente no entorno da máxima resposta nominal do sensor. Sensores de banda larga típicos respondem a uma faixa de frequência de  $100\text{kHz}$  a  $500\text{kHz}$ . Um dos sensores mais utilizados é o que tem a maior resposta em amplitude na frequência de  $150\text{kHz}$  ( $R - 15a$ ).

A banda em frequência é a descrição da faixa percentual da frequência de ressonância para uma resposta de até  $-3\text{ dB}$ . Isso ocorre, pois o sinal perde 50% de sua energia em relação a sua amplitude máxima.

### Localização de Fontes de EA

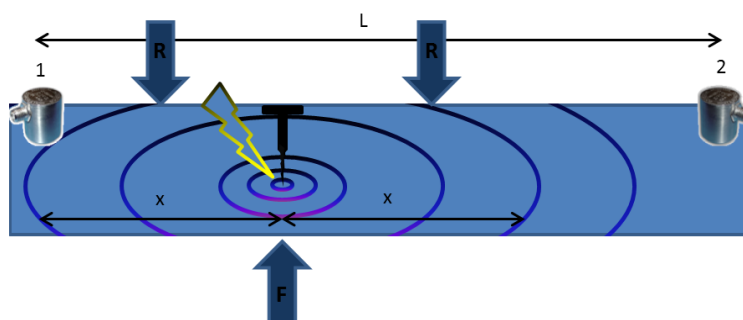


Figura 104 – Localização linear de fontes de EA por dois sensores

Existe uma grande variedade de métodos de localização dependendo da aplicação ou da geometria das estruturas. E a maioria dos métodos é baseada na avaliação das diferenças dos tempos de chegada das ondas em sensores diferentes. Outros métodos são fundamentados na correlação cruzada dos parâmetros de EA em função da distância. Será descrita a abordagem da diferença dos tempos de chegada das ondas nos sensores.

Seguindo o princípio que uma reta é definida a partir de dois pontos, são necessários dois sensores para efetuar a localização unidimensional de uma fonte de EA em um perfil retilíneo (uma barra, por exemplo).

O algoritmo de localização linear pode ser estabelecido com bases nas premissas ilustradas na Figura 104, se considerando um material isotrópico. Para uma dada distância entre sensores  $L$ , uma fonte de EA pode ser posicionada na distância conhecida  $x$ . Ao emitir um sinal, a velocidade da onda é igual em todas as

direções, portanto, a cada instante de tempo, a distância percorrida, em direções opostas para ondas geradas no mesmo instante de tempo é a mesma. Por exemplo, o sensor 1 da Figura 104 irá detectar um sinal, a uma distância  $x$ . Isso quer dizer que a distância desta frente de onda até o sensor 2 será de  $(L - 2x)$ . Se  $c$  equivaler a velocidade de propagação da onda no meio, tem-se:

$$c = \frac{(L - 2x)}{\Delta t}, \quad (132)$$

onde  $\Delta t$  é a diferença de tempo de detecção do sinal entre os sensores 1 e 2. Deste modo, sendo conhecida a velocidade da onda no meio, a distância entre os sensores e o  $\Delta t$ , calcula-se a localização da fonte.

Para definir a localização de uma fonte em um plano ou em um sistema tridimensional, a equação acima não pode ser utilizada, outros algoritmos são desenvolvidos para esta finalidade (SOARES, 2007) e (GROSSE & OHTSU, 2010).

A parametrização dos sinais de EA e definições de *hit*, contagens, energia, e outras, está apresentada em detalhes abaixo.

### Parametrização do Sinal de EA

Na Tabela 4 encontra-se a lista de algumas das características de EA, contendo sua resolução, unidade e faixa de utilização em um determinado equipamento comercial. A definição de cada uma dessas características está apresenta a seguir e ilustrada nas Figura 105 e Figura 106.

*Tabela 13 – Características de EA*

Características do Sinal	Resolução	Unidade	Faixa
<b>Tempo do Hit</b>	0.250	<i>micro segundo</i>	0 – 407 dias
<b>Energia Absoluta</b>	1 <i>contagem</i>	$9.31 \cdot 10^{-6}$ Joules	$2.61 \cdot 10^{-8}$ Joules
<b>Amplitude</b>	1 dB	1 dB	10 – 100 dB
<b>Tempo de subida</b>	1 $\mu s$	<i>micro segundo</i>	0 – 65.5 ms
<b>Duração</b>	1 $\mu s$	<i>micro segundo</i>	0 – 65535 ms
<b>Contagem</b>	1 <i>contagem</i>	<i>contagem</i>	0 – 65535 <i>contagens</i>
<b>Frequência de Pico</b>	1 kHz	kHz	1 – 2100 kHz
<b>RMS</b>	0.15 mV	<i>mili Volt</i>	0 – 6 Volt

Fonte: (PHYSICAL ACOUSTICS CORPORATION, 2005).

**Tempo do Hit.** É o instante de tempo ( $\mu s$ ) em que o sinal de EA passa o *Threshold*.

Amplitude: É definida como o valor máximo (positivo ou negativo) de um sinal de EA durante o *Hit* (ou evento de EA). Expresso em *dB* da seguinte forma:

$$dB = 20 \log \left( \frac{V_{max}}{1\mu V} \right) - (\text{ganho do pré - amplificador } dB) \quad (133)$$

Energia: É a área medida abaixo da envoltória do sinal retificado dividido pela resistência de 10 kOhm sobre a duração do sinal. É um parâmetro preferido em relação a contagens por ser sensível à amplitude e duração, e ser menos dependente da escolha de limiar e da frequência de operação.

Contagens: É definido pelo número de vezes que o sinal de EA cruzou o *Threshold*.

Duração: Definido em unidade de tempo desde a primeira passagem do sinal pelo *Threshold* até a sua última passagem.

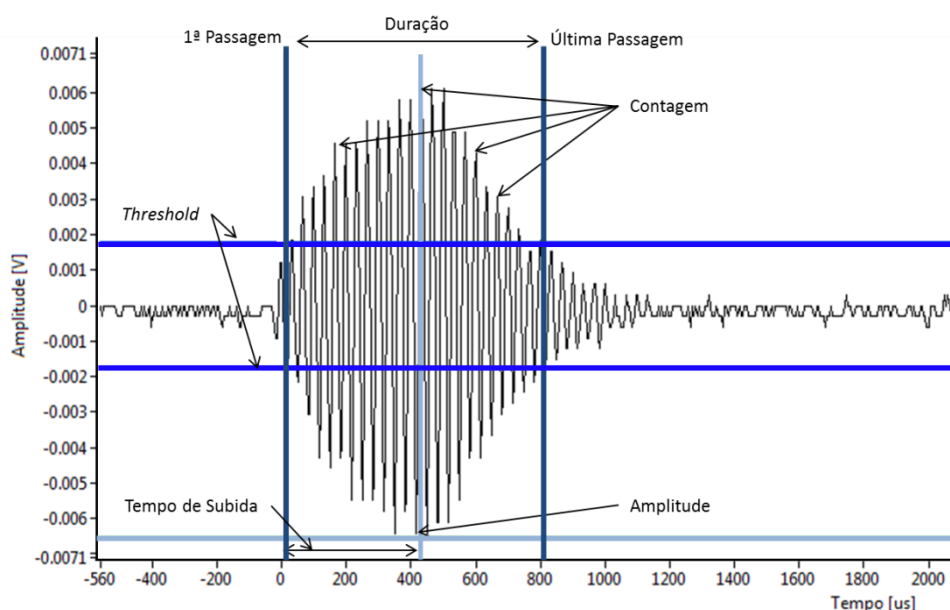


Figura 105 – Ilustração de um sinal característico de EA

*RMS (Root Mean Square)*: é uma média do sinal de EA retificado no tempo, em escala linear e expresso em *Volt*.

*Threshold*: Valor limiar para definição de um evento de EA. Os valores de Contagem e Duração são dependentes deste parâmetro.

*Tempo de Subida*: Tempo passado desde primeira passagem do sinal de EA pelo *Threshold* até o valor de máximo de Amplitude.



De todos os parâmetros citados, pôde-se notar uma clara interdependência entre os parâmetros de EA. Os mais usados são Contagens, Amplitude, Duração, Tempo de Subida e Energia. A Amplitude do sinal é o parâmetro menos dependente do *Threshold*, mas ainda assim depende deste limite de detecção, pois um valor de *Threshold* muito alto impossibilitaria a medição de qualquer sinal. Sem a detecção de qualquer sinal, formas de onda não são gravadas, portanto, nada é parametrizado.

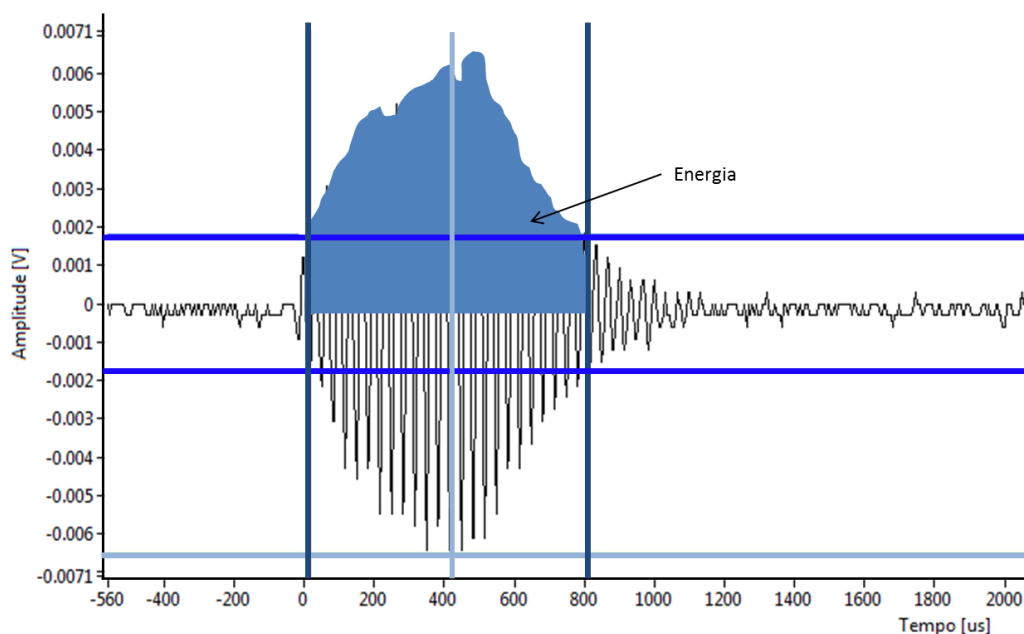


Figura 106 – Energia em um sinal de EA

Na parametrização, o sinal é elevado ao quadrado, para que apenas o ciclo positivo seja considerado, e a parametrização é feita baseada em três tempos de decisão. São eles: *Peak Definition Time* (PDT), *Hit Definition Time* (HDT) e *Hit Lockout Time* (HLT).

Um ajuste adequado do PDT garante que as identificações do Tempo de Subida e Amplitude estejam corretas. A busca pelo melhor HDT pode garantir que o arquivo da forma de onda gravada possua um e somente um *Hit*, o que idealmente, é o que se busca. E ainda, com o correto ajuste do HLT, dados espúrios durante o decaimento do sinal são evitados, aumentando a velocidade de aquisição dos eventos de EA pelo sistema de aquisição.

Abaixo, na Tabela 1, é apresentado alguns valores recomendados para testes gerais.

Tabela 14 – Recomendações dos Tempos de Decisão em EA

	PDT	HDT	HLT
<b>Compósitos e não metais</b>	20 – 50 $\mu s$	100 – 200 $\mu s$	300 $\mu s$
<b>Pequenos corpos de prova metálicos</b>	300 $\mu s$	600 $\mu s$	1000 $\mu s$
<b>Estruturas metálicas com alto amortecimento</b>	300 $\mu s$	600 $\mu s$	1000 $\mu s$
<b>Estruturas metálicas com baixo amortecimento</b>	1000 $\mu s$	2000 $\mu s$	2000 $\mu s$

Fonte: (PHYSICAL ACOUSTICS CORPORATION, 2005).

### Emissão Acústica e Mecânica da Fratura

Segundo MURAVIN, (2011), o modelo de deformação plástica pode relacionar parâmetros de EA com o fator intensidade de tensões, onde o parâmetro de número de contagens no tempo (taxa de contagens) é proporcional ao tamanho da região de deformação plástica.

Muitas hipóteses são levantadas neste modelo:

- O material produz uma taxa mais elevada de AE quando ele é carregado próximo ao escoamento;
- O tamanho e a forma da zona plástica à frente da ponta da trinca são determinadas a partir MFLE, através da equação ( 84 ) para estado plano de tensão e equação ( 85 ) para estado plano de deformação;
- A deformação na ponta da trinca varia de  $1/\sqrt{r}$ , onde  $r$  é a distância radial da ponta da trinca.
- $CN \propto V_p$ .

Onde  $CN$  é a taxa de contagens de EA e  $V_p$ , o volume deformado entre  $\varepsilon_y$  (deformação no escoamento) e  $\varepsilon_u$  (deformação uniforme) na ponta da trinca.

Considerando a equação ( 84 ), deduz-se a equação do volume deformado como para estado plano de tensões como:

$$V_p \cong \pi(r_y^2 - r_u^2)B = \pi B \left[ \frac{1}{2\pi} \left( \frac{K}{E\varepsilon_y} \right)^2 \right]^2 - \left[ \frac{1}{2\pi} \left( \frac{K}{E\varepsilon_u} \right)^2 \right]^2 = \frac{B}{4\pi} \left[ \frac{\varepsilon_u^4 - \varepsilon_y^4}{4\pi(E\varepsilon_y\varepsilon_u)} \right] K^4 \quad (134)$$

Logo, é estabelecida a seguinte relação:

$$\begin{aligned} \rightarrow V_p &\propto K^4 \\ \therefore CN &\propto K^4 \end{aligned} \quad (135)$$

A equação ( 135 ) demonstra a partir das hipóteses listadas acima que a taxa de contagem de EA é proporcional ao fator de intensidade elevado à quarta potência.

Alguns autores na literatura conseguiram relacionar empiricamente, em materiais específicos, parâmetros de EA com o fator de intensidade de tensões. Isso ocorreu com CHEN e CHOI (2004), ao realizarem um ensaio de fadiga em um corpo de prova do tipo CT, feito em alumínio, Figura 107.

Verifica-se na Figura 107 que o parâmetro de contagem de EA, acumulado no tempo, possui uma boa correlação com o fator de intensidade de tensões,  $K_{max}$ .

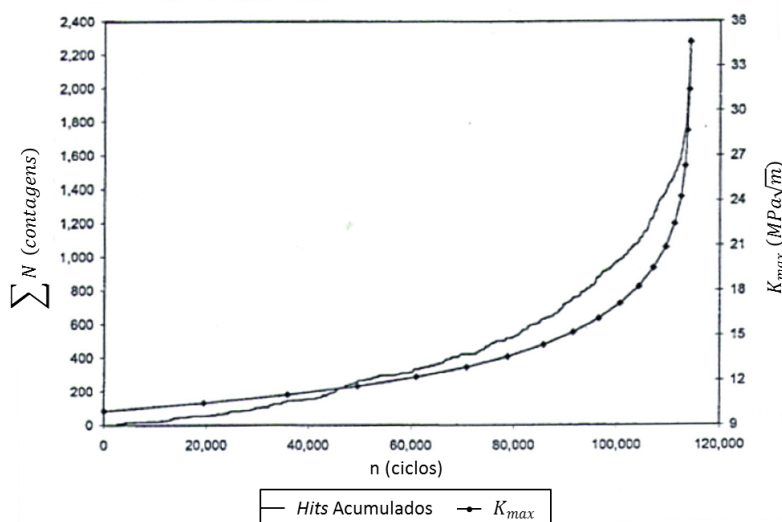


Figura 107 – Comparação entre contagem acumulada de EA e  $K_{max}$  versus número de ciclos de fadiga

Fonte: (CHEN & CHOI, 2004).

A partir da lei de Paris, equação ( 89 ), é também possível estabelecer uma relação com parâmetros de EA:

$$\frac{dCN}{dN} = A\Delta K^n, \quad (136)$$

onde  $\frac{dCN}{dN}$  é a taxa de contagem de EA por ciclo de fadiga e  $A$  e  $n$  são constantes materiais, similares a  $C$  e  $m$  da equação ( 89 ).

Estas correlações apresentadas entre emissão acústica e alguns tópicos da mecânica da fratura, como o fator intensidade de tensões, são resultados de pesquisas incipientes no assunto.

## ANEXO IV- PARÂMETROS DIMENSIONAIS DAS VIGAS

Calibração e Corpo de Prova		Parâmetros An. Dinâmica		Dimensões Entalhe	
Corpo de Prova	CT	$\eta_1$	0	Coordenada x - Rebaixo	142.48 +/- 0.126 mm
Tipo de Calibração	STEP	$\eta_2$	0	Altura - Rebaixo	1.872 +/- 0.057 mm
		$\eta_3$	0	Comprimento longitudinal - Rebaixo	15.705 +/- 0.064 mm
		$\eta_4$	0.00383545	Espessura - Entalhe	2.237 +/- 0.031 mm
		$\eta_5$	0.0023269	Profundidade Linear - Entalhe	10.393 +/- 0.241 mm
		$\eta_6$	0.00232685	Profundidade Angular - Entalhe	2.417 +/- 0.265 mm
Parâmetros Materiais		Geometria Geral		Geometria Trinca	
Módulo de Elasticidade	205 +/- 4.1 GPa	Comprimento - Vioa	499.5 +/- 0.265 mm	Coordenada x - Trinca	150.0 +/- 0.073 mm
Densidade	7870 +/- 157.4 kg/m³	Base - Vioa	13.01 +/- 0.095 mm	Tamanho - Trinca	1.597 +/- 0.096 mm
Poisson	0.29 +/- 0.006	Altura - Vioa	24.63 +/- 0.035 mm	PT1	
				PT2	

Figura 108 – Medições de geometria apresentadas com incertezas de medição

A Figura 108 apresenta valores de parâmetros materiais, parâmetros para análise dinâmica, geometria do corpo de prova e entalhe. Os valores de geometria foram expressos através da média de doze medidas realizadas no sistema de medição, e a incerteza calculada através da combinação do desvio padrão e o erro sistemático, de um paquímetro, com fundo de escala de 150 mm com resolução de 0,02 mm, e de uma escala de 500 mm, também com resolução de 0,02 mm. Os valores dos parâmetros para análise dinâmica não são expressos com suas incertezas, e sim, representados em uma faixa de valores possíveis para aços. Os valores são obtidos a partir do método da meia banda de potência, explicado no capítulo de vibrações com alta incerteza devido ao método. Os parâmetros materiais foram obtidos a partir da literatura com uma distribuição normal de incerteza em torno de 2%, adotada de acordo com a dispersão dos dados encontrados.

## ANEXO V- DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DE TENSÕES

### EXTENSOMETRIA

A extensometria é uma técnica utilizada para a análise experimental de tensões e deformações em estruturas mecânicas e civis. Existem casos em que se é necessário monitorar constantemente o valor das deformações (SHM), o que pode ser feito de diversas formas. Neste trabalho serão usados os *strain gages*, (películas em material compósito, com circuito impresso em forma de resistência elétrica metálica), também chamados de extensômetros de resistência elétrica. Este sensor é uma das formas mais versáteis de medição de deformação de materiais metálicos com monitoramento em tempo real.

#### Histórico

Atualmente a medição de tensões por extensometria é uma técnica consagrada. Mas os estudos nesta área iniciaram em 1843, (WHEATSTONE, 1843), descrevendo em seu trabalho o efeito da mudança de resistência em um condutor elétrico devidos a efeitos da tensão mecânica. Seguindo os passos de Wheatstone, William Thomson, em 1856, também conhecido por Lord Kelvin, apresentou a *Royal Philosophical Society* os resultados de um experimento envolvendo a resistência elétrica do cobre e ferro quando submetidos a um estresse mecânico. As observações de Kelvin foram consistentes com a relação entre resistência elétrica e algumas propriedades físicas de um condutor.

Em 1924 McCollum e Peters empregaram extensômetros de resistência elétrica para a medição de deformações. O extensômetro metálico colado à peça foi empregado pela primeira vez por E. E. Simmons, em 1940. E somente em 1952 foi inventada a técnica de circuito impresso para então a aplicação de películas para extensômetros, o qual é a forma conhecida até hoje (CHIQUITO, et al., 2008).

#### Princípio de Funcionamento e Uso

Na sua forma mais completa, o *strain-gage* ou extensômetro elétrico é um resistor composto de uma finíssima camada de material condutor, depositado então

sobre um composto isolante e confeccionado de tal forma que sua maior sensibilidade esteja em apenas uma direção (Figura 109). Ele é instalado em uma superfície através da colagem de adesivo específico como cianocriláticos, epóxis monocomponentes ou bicomponentes (CHIQUITO, et al., 2008).

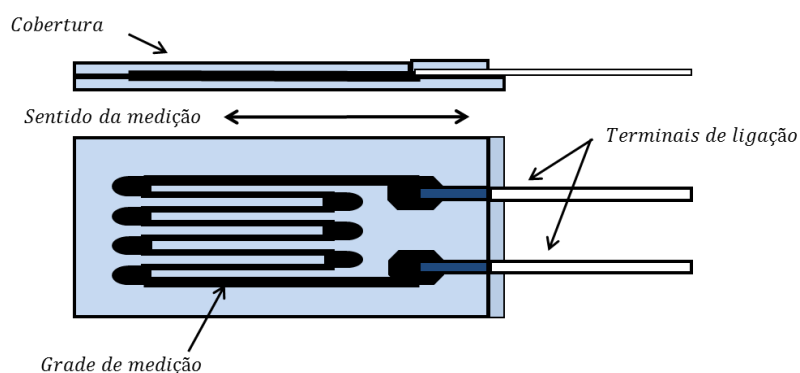


Figura 109 – Esquema de um extensômetro

Fonte: O autor (2012).

Cada elemento da roseta extensométrica apresenta dois terminais que deverão ser soldados (brasagem) a um cabo de ligação para o complemento de ponte de Wheatstone, na configuração  $\frac{1}{4}$  de ponte. A liga de metal de adição deverá ser a liga eutética de estanho e chumbo (CHIQUITO, et al., 2008).

Após instalação, pequenas variações de dimensões da estrutura são então transmitidas mecanicamente ao *strain-gage*, que transforma essas variações em variações equivalentes de sua resistência elétrica (por essa razão são classificados como transdutores).

Os *strain-gages* são usados para medir variações de carga, pressão, torque, deslocamento, tensão, compressão, aceleração, vibração. A seleção do *strain-gage* apropriado para determinada aplicação é influenciada pelas características seguintes: material da grade metálica e sua construção, material do suporte isolante, material do adesivo, tratamento e proteção do medidor e configuração.

Como gradientes de temperatura influenciam nas deformações físicas de corpos pelo fenômeno da dilatação térmica, é apropriado fazer uso de procedimentos para mitigar erros inerentes a esses defeitos, seja no sistema de medição, na montagem da ponte de Wheatstone, ou monitorando a temperatura e descontando seus efeitos via cálculos posteriores.

O adesivo usado para fixar o *strain-gauge* à estrutura a ser monitorada também é algo de grande importância. Este deve transmitir as variações mecânicas com o mínimo de interferência possível, por isso deve ter alta resistência mecânica, alta resistência ao cisalhamento, resistência dielétrica e capacidade de adesão, baixas restrições de temperatura e facilidade de aplicação (HOFFMANN, 1989).

### Modelagem Física e Matemática

De acordo com BECKWITH *et al*, (1993), a resistência elétrica,  $R$ , de um filamento é dada por:

$$R = \frac{\Psi l}{S} \quad (137)$$

Onde:

$\Psi$  é a resistividade, uma propriedade material;

$l$  é o comprimento do filamento;

$S$  é a seção transversal do filamento.

Substitui-se  $S$ , por uma constante de proporcionalidade,  $C$ , multiplicada por uma medida de distância de segunda ordem,  $D^2$ , portanto:

$$S = CD^2 \quad (138)$$

Ao substituir a equação ( 138 ) em ( 137 ) tem-se:

$$R = \frac{\Psi l}{CD^2} \quad (139)$$

Em um condutor sob tensão, deduz-se da equação ( 139 ), que variação de resistência é dada por (BECKWITH, et al., 1993):

$$dR = \frac{1}{CD^2} \left[ (ld\Psi + \Psi dl) - 2\Psi l \frac{dD}{D} \right] \quad (140)$$

Ao dividir a equação ( 140 ) pela equação ( 139 ) obtém-se a seguinte relação:

$$\frac{dR}{R} = \frac{dl}{l} + \frac{d\Psi}{\Psi} - 2 \frac{dD}{D} \quad (141)$$

Sabe-se que,  $\frac{dl}{l}$  corresponde a uma deformação axial, equivalente a  $\varepsilon_a$  e  $\frac{dD}{D}$  corresponde a uma deformação lateral do filamento condutor, equivalente a  $\varepsilon_l$ .

A relação entre as deformações laterais e axiais é dada pela equação de Poisson:

$$\nu = -\frac{\frac{dD}{D}}{\frac{dl}{l}} = -\frac{\varepsilon_l}{\varepsilon_a} \quad (142)$$

Na sequência, divide-se a equação ( 141 ) por  $\frac{dl}{l}$ , e usando a equação de Poisson ( 142 ), a seguinte relação é encontrada (BECKWITH, et al., 1993):

$$k = \frac{\frac{dR}{R}}{\frac{dl}{l}} = \frac{\frac{dR}{R}}{\varepsilon_a} = 1 + 2\nu + \frac{\frac{d\psi}{\psi}}{\frac{dl}{l}} \quad (143)$$

Onde  $k$ , é a principal característica do filamento usado nos extensômetros, também chamado de *gage factor*. Este indica a variação da resistência pela deformação axial específica.

Calcula-se então a variação da resistência elétrica devido à variação unitária da deformação específica. Mesmo sendo uma variável adimensional, seu valor é acompanhado por *microstrain* ( $\mu\varepsilon$ ).

Isolando  $\varepsilon_a$  na equação ( 143 ), e realizando simplificações, tem-se:

$$\varepsilon_a = \frac{1}{k} \frac{\Delta R}{R} \quad (144)$$

Na literatura encontra-se valores típicos de  $k$  em torno de 2, e para  $R$  de 120 $\Omega$  ou 350 $\Omega$ . Se estes valores forem substituídos na equação ( 144 ), tem-se uma variação de resistência para a deformação de 1  $\mu\varepsilon$  na ordem de 0.0002%. Por esse motivo, a solução para a medição dessa pequena variação é a ponte de Wheatstone.

### Ponte de Wheatstone

A ponte de Wheatstone é mostrada na Figura 110, e sua função de transferência é dada por:

$$\frac{V_s}{V_e} = \frac{R_4 R_1 - R_3 R_2}{(R_2 + R_4)(R_1 + R_3)} \quad (145)$$

Onde:

$V_s$  é a tensão elétrica de saída da ponte;

$V_e$  é a tensão elétrica de alimentação da ponte;

E  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$  e  $R_4$  são resistências elétricas.



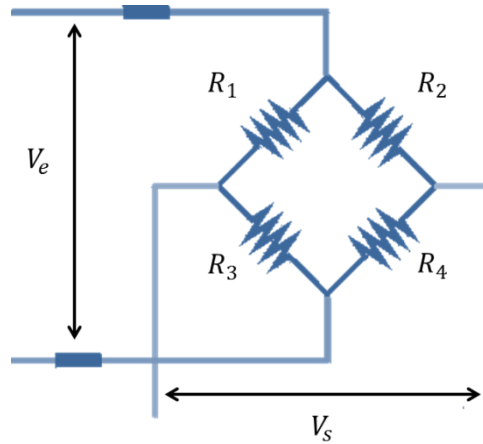


Figura 110 – Ponte de Wheatstone

Considerando que todas as resistências variem (HOFFMANN, 1989):

$$dV_s = \frac{\partial V_s}{\partial R_1} dR_1 + \frac{\partial V_s}{\partial R_2} dR_2 + \frac{\partial V_s}{\partial R_3} dR_3 + \frac{\partial V_s}{\partial R_4} dR_4 \quad (146)$$

Realizam-se as derivadas parciais da equação ( 146 ) na equação ( 145 ) obtendo a seguinte equação:

$$\frac{dV_s}{V_e} = \frac{R_3 dR_1}{(R_1 + R_3)^2} - \frac{R_4 dR_2}{(R_2 + R_4)^2} - \frac{R_1 dR_3}{(R_1 + R_3)^2} + \frac{R_2 dR_4}{(R_2 + R_4)^2} \quad (147)$$

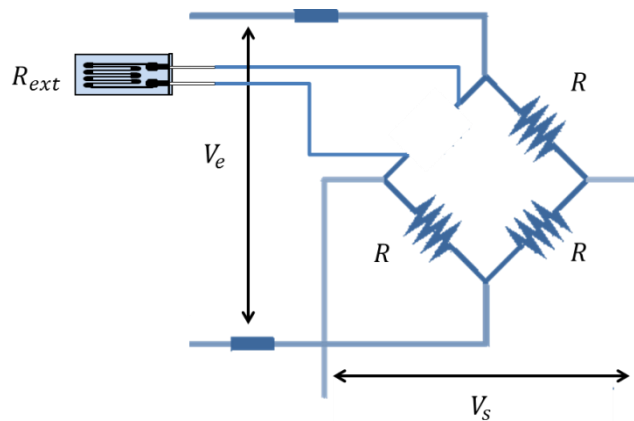


Figura 111 – Ligação do extensômetro na ponte de Wheatstone

Mas, as resistências  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$  e  $R_4$  na ponte de Wheatstone são constantes e iguais a  $R$ , vide Figura 111. Logo:

$$\frac{dV_s}{V_e} = \frac{dR_1 - dR_2 - dR_3 + dR_4}{4R} \quad (148)$$

Porém, para a montagem de  $\frac{1}{4}$  de ponte é realizada a substituição da resistência  $R_1$  pela resistência do extensômetro,  $R_{ext}$ , e na ponte (Figura 111), como essa é a única resistência que varia,  $dR_2$ ,  $dR_3$  e  $dR_4$  são nulas, portanto a equação ( 148 ) torna-se (HOFFMANN, 1989):

$$\frac{\Delta V_s}{V_e} = \frac{\Delta R_{ext}}{4R} \quad ( 149 )$$

Substitui-se a equação ( 144 ) na equação ( 149 ) e tem-se:

$$\varepsilon_{ext} = \frac{4}{k} \frac{\Delta V_s}{V_e} \quad ( 150 )$$

A equação ( 150 ) descreve a deformação sentida pelo extensômetro em função da tensão de saída na ponte.

## TRANSFORMAÇÃO DE DEFORMAÇÃO EM TENSÃO

Os arranjos de linhas de sensores em um ponto, conforme Figura 112, são conhecidos como rosetas de deformação. Se forem tomadas três medidas de deformação, a informação é suficiente para determinar o estado completo de deformação plana em um ponto.

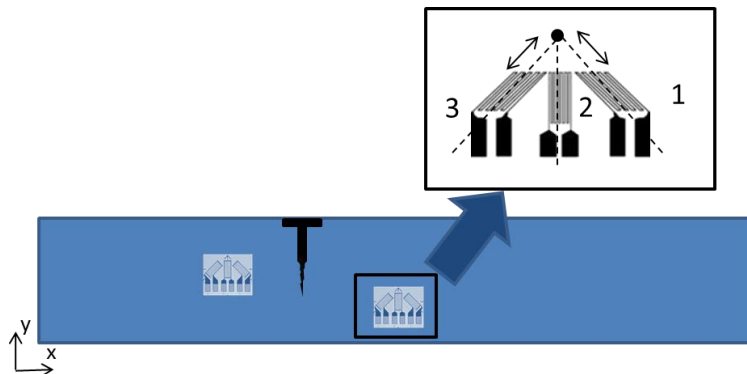


Figura 112 – Rosetas extensométricas instaladas em uma viga com fratura

$$\begin{aligned} \varepsilon_{ex1} &= \varepsilon_x \cos^2 \theta_1 + \varepsilon_y \sin^2 \theta_1 + \gamma_{xy} \sin \theta_1 \cos \theta_1 \\ \varepsilon_{ex2} &= \varepsilon_x \cos^2 \theta_2 + \varepsilon_y \sin^2 \theta_2 + \gamma_{xy} \sin \theta_2 \cos \theta_2 \\ \varepsilon_{ex3} &= \varepsilon_x \cos^2 \theta_3 + \varepsilon_y \sin^2 \theta_3 + \gamma_{xy} \sin \theta_3 \cos \theta_3 \end{aligned} \quad ( 151 )$$

Onde:

$\varepsilon_{ex1}$  é a deformação mensurada pelo extensômetro 1;

$\theta_1$  é a inclinação do extensômetro 1, em relação ao eixo  $x$ ;

$\varepsilon_{ex2}$  é a deformação mensurada pelo extensômetro 2;

$\theta_2$  é a inclinação do extensômetro 2, em relação ao eixo  $x$ ;

$\varepsilon_{ex3}$  é a deformação mensurada pelo extensômetro 3;

$\theta_3$  é a inclinação do extensômetro 3, em relação ao eixo  $x$ ;

$\varepsilon_x$  é a transformação de deformação no eixo  $x$ ;

$\varepsilon_y$  é a transformação de deformação no eixo  $y$ .

$\gamma_{xy}$  é a transformação de deformação angular no plano  $xy$ .

Para  $\theta_1 = 45^\circ$ ,  $\theta_2 = 90^\circ$  e  $\theta_3 = 135^\circ$ , como ilustrado na Figura 112, é possível encontrar através da equação ( 151 ) a seguinte relação:

$$\begin{aligned}\varepsilon_x &= \varepsilon_{ex3} + \varepsilon_{ex1} - \varepsilon_{ex2} \\ \varepsilon_y &= \varepsilon_{ex2} \\ \gamma_{xy} &= \varepsilon_{ex3} - \varepsilon_{ex1}\end{aligned}\tag{ 152 }$$

As equações básicas para transformação de deformações, tensões principais e suas direções são expostas abaixo. Maiores detalhes e dedução das equações podem ser vistos em (POPOV, 1978):

$$\begin{aligned}\varepsilon_{1,2} &= \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2}\right)^2} \\ \tan 2\theta_1 &= \frac{\gamma_{xy}}{\varepsilon_x - \varepsilon_y} \\ \sigma_1 &= \frac{E(\varepsilon_1 + \nu\varepsilon_2)}{1 - \nu^2} \\ \sigma_2 &= \frac{E(\varepsilon_2 + \nu\varepsilon_1)}{1 - \nu^2}\end{aligned}\tag{ 153 }$$

Onde:

$\varepsilon_{1,2}$  representam as deformações máxima e mínima;

$\theta$  é o ângulo em relação ao eixo  $x$  que fornece a direção de uma das deformações principais, a outra direção está defasada de  $90^\circ$ ;

$E$  é o módulo de elasticidade do material;

$\nu$  é o Poisson do material.

As tensões e deformações de um corpo são desenvolvidas em várias direções. Uma forma generalizada de apresentar a distribuição de tensões em um corpo é

expressar as tensões em um único indicador, chamado de tensão equivalente. Uma das técnicas para indicar a tensão equivalente foi proposta por Von-Mises, e batizada com o seu nome. Essa combinação de tensões é mostrada na equação ( 154 ):

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2} \quad ( 154 )$$

## ANEXO VI- EXEMPLO DO CÓDIGO APDL USADO PARA MODELAGEM DA VIGA EM ELEMENTOS FINITOS DURANTE A CALIBRAÇÃO DO SISTEMA – N\_DISCOVERY

```

!#####Inicia Modelamento#####
/PREP7
B=0.013054
H=0.024663
L=0.499734
xt=0.150030
e=0.005200
XR1=0.200000
XR2=0.100000
XR3=0.150000
xrc=0.142560
cc=0.015762
hc=0.001861
Em=202600000000.000000
v=0.285000
dp=0.005
c=dp*sqrt(2)/2
xkp1=0.100000
ykp1=0.012000
xkp2=0.300000
ykp2=0.012000
lg=0.001500
cg=0.002000
dpx1=0.000000
dpx2=0.000000
dpx3=0.000000
xst=0.148897
xsr=0.135232
xet=0.151163
xer=0.164828
ple=0.010383
pae=0.002336
tt=0.005810
rmt=0.002905
yt=0.000010
ET,1,PLANE183
R,1,B,,
KEYOPT,1,1,0
KEYOPT,1,3,3
KEYOPT,1,6,0
KEYOPT,1,10,0
x_M=0.246000
y_M=0
x_AC1=0.046000
y_AC1=H
x_AC2=0.335000
y_AC2=H
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,Em
MPDATA,PRXY,1,,v
MPDATA,DENS,1,,7841.7
K,1,0,0,,
K,2,xsr,0
K,3,xer,0
K,4,L,0,,
K,5,L,H,,
K,6,xer,H
K,7,xet,H
K,8,xet,H-ple
K,9,xt+yt,H-ple-pae

```

K,10,xt,H-ple-pae-tt  
 K,11,xt-yt,H-ple-pae  
 K,12,xst,H-ple  
 K,13,xst,H  
 K,14,xsr,H  
 K,15,0,H,,  
 K,16,XR3,0  
 K,17,XR2,H  
 K,18,XR1,H  
 K,19,xsr,H-ple-pae-tt  
 K,20,xer,H-ple-pae-tt  
 K,21,xrc,H  
 K,22,xrc,H-hc  
 K,23,xst,H-hc  
 K,24,xet,H-hc  
 K,25,xrc+cc,H-hc  
 K,26,xrc+cc,H  
 K,100,xt,H  
 K,200,xkp1,ykp1  
 K,300,xkp2,ykp2  
 K,201,xkp1,ykp1-dp  
 K,301,xkp2,ykp2-dp  
 K,202,xkp1+c,ykp1-c  
 K,302,xkp2+c,ykp2-c  
 K,203,xkp1-c,ykp1-c  
 K,303,xkp2-c,ykp2-c  
 K,204,xkp1-2\*c,ykp1  
 K,304,xkp2-2\*c,ykp2  
 CSKP,201,0,200,201,204,1,1  
 CSKP,301,0,300,301,304,1,1  
 CSKP,202,0,200,202,204,1,1  
 CSKP,302,0,300,302,304,1,1  
 CSKP,203,0,200,203,204,1,1  
 CSKP,303,0,300,303,304,1,1  
 CSYS,0,  
 A,1,2,19,14,17,15  
 A,3,4,5,18,6,20  
 A,2,16,3,20,10,19  
 A,10,11,12,23,22,21,14,19  
 A,6,26,25,24,8,9,10,20  
 A,24,8,9,10,11,12,23  
 CYL4,xt,H-ple-pae-tt,rmt  
 ASBA,7,6  
 AOV LAP,3,4,5,8  
 KSCON,10,e/64,0,12,0,  
 ESIZE,e/4  
 AMAP,1,1,2,14,15  
 AMAP,2,3,4,5,6  
 ESIZE,e/32  
 AMESH,9  
 AMESH,6  
 AMESH,7  
 ESIZE,e/16  
 AMESH,10  
 AMESH,11  
 AMESH,12  
 NSEL,S,LOC,Y,0,0  
 NWRITE,'Nosel','txt',' ',0  
 ALLSEL,ALL  
 CSYS,202,  
 NSEL,S,LOC,X,dpx1,cg  
 NSEL,R,LOC,Y,-lg/2,lg/2  
 NWRITE,EX1G1,txt,,  
 ALLSEL,ALL  
 CSYS,201,  
 NSEL,S,LOC,X,dpx2,cg  
 NSEL,R,LOC,Y,-lg/2,lg/2

```
NWRITE,EX1G2,txt,,
ALLSEL,ALL
CSYS,203,
NSEL,S,LOC,X,dpx3,cg
NSEL,R,LOC,Y,-lg/2,lg/2
NWRITE,EX1G3,txt,,
ALLSEL,ALL
CSYS,302,
NSEL,S,LOC,X,dpx1,cg
NSEL,R,LOC,Y,-lg/2,lg/2
NWRITE,EX2G1,txt,,
ALLSEL,ALL
CSYS,301,
NSEL,S,LOC,X,dpx2,cg
NSEL,R,LOC,Y,-lg/2,lg/2
NWRITE,EX2G2,txt,,
ALLSEL,ALL
CSYS,303,
NSEL,S,LOC,X,dpx3,cg
NSEL,R,LOC,Y,-lg/2,lg/2
NWRITE,EX2G3,txt,,
ALLSEL,ALL
CSYS,0,
NSEL,S,LOC,X,x_M,x_M
NSEL,R,LOC,Y,y_M,y_M
NWRITE,P_M,txt,,
ALLSEL,ALL
NSEL,S,LOC,X,x_AC1,x_AC1
NSEL,R,LOC,Y,y_AC1,y_AC1
NWRITE,P_AC1,txt,,
ALLSEL,ALL
NSEL,S,LOC,X,x_AC2,x_AC2
NSEL,R,LOC,Y,y_AC2,y_AC2
NWRITE,P_AC2,txt,,
ALLSEL,ALL
FINISH
```

## ANEXO VII- EXEMPLO DO CÓDIGO APDL USADO PARA MODELAGEM DA VIGA EM ELEMENTOS FINITOS DURANTE A CALIBRAÇÃO DO SISTEMA – SIMULATION

```

!#####Inicia Modelamento#####
/PREP7
B=0.013054
H=0.024663
L=0.499734
xt=0.150030
e=0.005200
XR1=0.200000
XR2=0.100000
XR3=0.150000
xrc=0.142560
cc=0.015762
hc=0.001861
Em=202600000000.000000
v=0.285000
dp=0.005
c=dp*sqrt(2)/2
xkp1=0.100000
ykp1=0.012000
xkp2=0.300000
ykp2=0.012000
lg=0.001500
cg=0.002000
dpx1=0.000000
dpx2=0.000000
dpx3=0.000000
xst=0.148897
xsr=0.135232
xet=0.151163
xer=0.164828
ple=0.010383
pae=0.002336
tt=0.005810
rmt=0.002905
yt=0.000010
ET,1,PLANE183
R,1,B,,
KEYOPT,1,1,0
KEYOPT,1,3,3
KEYOPT,1,6,0
KEYOPT,1,10,0
x_M=0.246000
y_M=0
x_AC1=0.046000
y_AC1=H
x_AC2=0.335000
y_AC2=H
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,Em
MPDATA,PRXY,1,,v
MPDATA,DENS,1,,7841.7
K,1,0,0,,
K,2,xsr,0
K,3,xer,0
K,4,L,0,,
K,5,L,H,,
K,6,xer,H
K,7,xet,H
K,8,xet,H-ple
K,9,xt+yt,H-ple-pae

```



```

K,10,xt,H-ple-pae-tt
K,11,xt-yt,H-ple-pae
K,12,xst,H-ple
K,13,xst,H
K,14,xsr,H
K,15,0,H,,
K,16,XR3,0
K,17,XR2,H
K,18,XR1,H
K,19,xsr,H-ple-pae-tt
K,20,xer,H-ple-pae-tt
K,21,xrc,H
K,22,xrc,H-hc
K,23,xst,H-hc
K,24,xet,H-hc
K,25,xrc+cc,H-hc
K,26,xrc+cc,H
K,100,xt,H
K,200,xkp1,ykp1
K,300,xkp2,ykp2
K,201,xkp1,ykp1-dp
K,301,xkp2,ykp2-dp
K,202,xkp1+c,ykp1-c
K,302,xkp2+c,ykp2-c
K,203,xkp1-c,ykp1-c
K,303,xkp2-c,ykp2-c
K,204,xkp1-2*c,ykp1
K,304,xkp2-2*c,ykp2
CSKP,201,0,200,201,204,1,1
CSKP,301,0,300,301,304,1,1
CSKP,202,0,200,202,204,1,1
CSKP,302,0,300,302,304,1,1
CSKP,203,0,200,203,204,1,1
CSKP,303,0,300,303,304,1,1
CSYS,0,
A,1,2,19,14,17,15
A,3,4,5,18,6,20
A,2,16,3,20,10,19
A,10,11,12,23,22,21,14,19
A,6,26,25,24,8,9,10,20
A,24,8,9,10,11,12,23
CYL4,xt,H-ple-pae-tt,rmt
ASBA,7,6
AOVLAP,3,4,5,8
KSCON,10,e/64,0,12,0,
ESIZE,e/4
AMAP,1,1,2,14,15
AMAP,2,3,4,5,6
ESIZE,e/32
AMESH,9
AMESH,6
AMESH,7
ESIZE,e/16
AMESH,10
AMESH,11
AMESH,12
FINISH
!#####Inicia MODAL#####
/SOLU
ANTYPE,2,
MODEOPT,LANB,6.000000,0.001000,20100.000000, ,OFF
SOLVE
!#####Escreve Resultados da Simulação MODAL#####
/POST26
FILE,'Viga','rst',''
NUMVAR,200
NSOL,2,1,U,Y,UY_0

```

```

STORE,MERGE
NSOL,3,3,U,Y,UY_1
STORE,MERGE
NSOL,4,4,U,Y,UY_2
STORE,MERGE
NSOL,5,5,U,Y,UY_3
STORE,MERGE
NSOL,6,6,U,Y,UY_4
STORE,MERGE
NSOL,7,7,U,Y,UY_5
STORE,MERGE
NSOL,8,8,U,Y,UY_6
STORE,MERGE
NSOL,9,9,U,Y,UY_7
STORE,MERGE
NSOL,10,10,U,Y,UY_8
STORE,MERGE
FILLDATA,191,,,,1,1
REALVAR,191,191
*CREATE,scratch.gui
*DEL,ALL                                !Deletes all parameters
*DIM,M,TABLE,6,10
VGET,M(1,0),1
VGET,M(1,1),2
VGET,M(1,2),3
VGET,M(1,3),4
VGET,M(1,4),5
VGET,M(1,5),6
VGET,M(1,6),7
VGET,M(1,7),8
VGET,M(1,8),9
VGET,M(1,9),10
/OUTPUT,'MODAL','txt','',APPEND
*VWRITE,TIME,'UY_0','UY_1','UY_2','UY_3','UY_4','UY_5','UY_6','UY_7','UY_8'
%14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C
*VWRITE,M(1,0),M(1,1),M(1,2),M(1,3),M(1,4),M(1,5),M(1,6),M(1,7),M(1,8),M(1,9)
%14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G
/OUTPUT,TERM
*END
/INPUT,scratch.gui
FILLDATA,191,,,,1,1
REALVAR,191,191,
VARDEL,2
VARDEL,3
VARDEL,4
VARDEL,5
VARDEL,6
VARDEL,7
VARDEL,8
VARDEL,9
VARDEL,10
NSOL,2,11,U,Y,UY_9
STORE,MERGE
NSOL,3,12,U,Y,UY_10
STORE,MERGE
NSOL,4,13,U,Y,UY_11
STORE,MERGE
NSOL,5,14,U,Y,UY_12
STORE,MERGE
NSOL,6,15,U,Y,UY_13
STORE,MERGE
NSOL,7,16,U,Y,UY_14
STORE,MERGE
NSOL,8,17,U,Y,UY_15
STORE,MERGE
NSOL,9,18,U,Y,UY_16
STORE,MERGE

```

```

NSOL,10,19,U,Y,UY_17
STORE,MERGE
FILLDATA,191,,,,1,1
REALVAR,191,191
*CREATE,scratch.gui
*DEL,ALL                                !Deletes all parameters
*DIM,M,TABLE,6,10
VGET,M(1,0),1
VGET,M(1,1),2
VGET,M(1,2),3
VGET,M(1,3),4
VGET,M(1,4),5
VGET,M(1,5),6
VGET,M(1,6),7
VGET,M(1,7),8
VGET,M(1,8),9
VGET,M(1,9),10
/OUTPUT,'MODAL','txt','.',APPEND
*VWRITE,'TIME','UY_9','UY_10','UY_11','UY_12','UY_13','UY_14','UY_15','UY_16','UY_17'
%14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C %14C
*VWRITE,M(1,0),M(1,1),M(1,2),M(1,3),M(1,4),M(1,5),M(1,6),M(1,7),M(1,8),M(1,9)
%14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G %14.5G
/OUTPUT,TERM
*END
/INPUT,scratch.gui
FILLDATA,191,,,,1,1
REALVAR,191,191,
VARDEL,2
VARDEL,3
VARDEL,4

```

... Continua

# ANEXO VIII- CONFIGURAÇÃO DE UM CORPO DE PROVA NO *FATIGUE CRACK GROWTH*®- SOFTWARE DA MTS™

MTS Fatigue Crack Growth TestWare : <Batch Edit>

Batch Specimen Coefficients Help

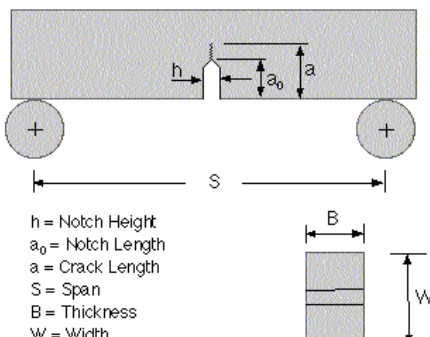
Template: Fatigue Crack Growth  
 Batch: UFPR-CHIQUITO  
 Comments: Amostras de mestrado - CHIQUITO

Specimen Geometry: SE(B)

Coefficient Files  
 Compliance: C:\Program Files\MTS 793\793.40 Fa  
 K Calibration: C:\Program Files\MTS 793\793.40 Fa

Specimen Information  
 Name: A2-1  
 Specimen Status: Executed

**SE(B) Specimen**



h = Notch Height  
 $a_0$  = Notch Length  
 a = Crack Length  
 S = Span  
 B = Thickness  
 W = Width

Comments

Width (W)	37.331	mm
Notch Length ( $a_0$ )	6.979	mm
Thickness (B)	18.579	mm
Net Thickness ( $B_n$ )	18.579	mm
Span (S)	120	mm
Elastic Modulus (E)	208.7	GPa
Yield Strength	180	MPa
Ultimate Tensile Strength	320	MPa
Poisson's Ratio	0.289	unitless
Crack Plane Orientation	unknow	
Notch Height (h)	2.252	mm

## ANEXO IX- CONFIGURAÇÃO DE ENSAIO NA MÁQUINA UNIVERSAL

### Identification

Template	Fatigue Crack Growth
Procedure	Mestrado-Chiquito
General Information	
Batch	UFPR-CHIQUITO
Batch Comments	Amostras de mestrado - CHIQUITO
Specimen Comments	Specimen Name A2-1
Platform	MTS FlexTest 40
Test Date	7/11/2012

### Specimen Geometry

Specimen Geometry	SE(B)
Width (W)	37.331 mm
Notch Length (a0)	6.979 mm
Notch Height (h)	2.252 mm
Thickness (B)	18.579 mm
NetThickness (Bn)	18.579 mm
Span	120 mm
Elastic Modulus (E)	208.7 kN/mm <sup>2</sup>
Yield Strength	0.18 kN/mm <sup>2</sup>
Ultimate Tensile Strength	0.32 kN/mm <sup>2</sup>
Poissons Ratio	0.289 unitless
Crack Plane Orientation	unknow
K Calibration File	se(b).kcl
Compliance Coefficient File	se(b).cpl

### Compliance Coefficients

C0	0.99975 unitless
C1	-3.9504 unitless
C2	2.9821 unitless
C3	-3.2141 unitless
C4	51.516 unitless
C5	-113.03 unitless
c1	
c2	
c3	

### K Calibration Coefficients

Calibration Coefficient 0	3 unitless
Calibration Coefficient 1	1.99 unitless
Calibration Coefficient 2	2.15 unitless
Calibration Coefficient 3	-3.93 unitless
Calibration Coefficient 4	2.7 unitless

### Precrack Parameters

Test Frequency	1 Hz
Final Crack Length	9 mm
Cycle Limited	Yes
Maximum Number Of Cycles	10000
Crack Length Monitoring	compliance
Upper LSF Data Range	90 %
Lower LSF Data Range	10 %
Automatic Inspection Hold	No
Inspection Interval	10000

**Precrack Setup**

PCR Load Signal	Treinamento Force
PCR Load Range	250 kN
PCR COD Signal	Treinamento Deformacao
PCR COD Range	12.5 mm

**Precrack Results**

Precrack Cycles	0
Precrack K max	0 kN/mm <sup>1.5</sup>

Precrack Final K	0 kN/mm <sup>1.5</sup>
Precrack P max	0 kN
Precrack Final P	0 kN
Precrack Crack Length	10.112 mm

**Precrack Crack Lengths**

Precrack Length 1	10.112 mm
Precrack Length 2	10.112 mm
Precrack Length 3	10.112 mm
Precrack Length 4	10.112 mm
Precrack Length 5	10.112 mm
Average Precrack	10.112 mm

**Execution Parameters**

Test Method	Delta-K Control
End Level 1	0.790569 kN/mm <sup>1.5</sup>
End Level 2	0.0948683 kN/mm <sup>1.5</sup>
Normalized K Gradient (C)	0.08 1/mm
Load Ratio, R (min/max)	0.1 unitless
Test Frequency	3 Hz
Wave Shape	Sine
Crack Length Monitoring	compliance
Automatic Inspection Hold	No
Inspection Interval	10000

**Test Setup**

Load Channel Name	Axial Force
COD Channel Name	Axial Transversal
Load Signal	Axial Force
COD Signal	Axial Transversal
User Test Modulus	208.7 kN/mm <sup>2</sup>

**Data Storage**

Crack Length Update Interval	0.05 mm
Upper LSF	90 %
Lower LSF	10 %
Display Closure Information	Yes
Store Timed Data	Yes
Event Log Filename	elog.txt
Data Filename	FCG_Mestrado-Chiquito_UFPR-CHIQUITO_A2-1.RAW

**Test Termination**

Crack Length Limited	Yes
Final Crack Length	25 mm
Crack Growth Rate Limit	No
Target Crack Growth Rate	3e-007 mm/cycle
Measurements Outside Of Target	3
Cycle Limited	No
Maximum Number Of Cycles	1000000
Crack Tolerance Limit	No
Crack Length Tolerance	0.5 mm
Crack Gage Limit	No
Crack Gage Tolerance	0.5 mm
Hydraulic Shutdown	No

**Test Results**

Cycles Completed	34927
Crack Length	18.4007 mm
K Max	1.9473 kN/mm <sup>1.5</sup>
Final K	1.9473 kN/mm <sup>1.5</sup>
P max	26.4931 kN
Final P	26.4125 kN

**FCG Crack Lengths**

Final Crack Length 1	18.4007 mm
Final Crack Length 2	18.4007 mm
Final Crack Length 3	18.4007 mm
Final Crack Length 4	18.4007 mm
Final Crack Length 5	18.4007 mm
Average Physical Crack	18.4007 mm

**Analysis Calculations**

Crack Length Data	Compliance Measurements
Crack Length Correction	No Correction
da/dN Curve Fit	Secant
EffectiveYield Strength	Yield Strength
Closure Calculation	Do Closure Calculations
Closure Calculation Method	Linear Quadratic Closure

**Apparent Threshold Parameters**

LSF Starting da/dN	1e-007 mm/cycle
LSF Ending da/dN	1e-006 mm/cycle
Da/dN Value	1e-007 mm/cycle

**Results using Delta K Applied**

Applied Threshold Equation:

$$da/dN \text{ (mm/cycle)} = c * (\Delta K \text{ (N/mm}^{1.5}))^n$$

c Threshold Coefficient

n Threshold Coefficient

Threshold Value

Threshold Lowest Used

**Results using Delta K Effective**

Applied Threshold Equation:

$$da/dN \text{ (mm/cycle)} = c * (\Delta K \text{ (N/mm}^{1.5}))^n$$

c Threshold Coefficient

n Threshold Coefficient

Threshold Value

Threshold Lowest Used

**Validity Results**

Is Notch Length $\geq 0.2W$	
6.979 mm $\geq 7.4662$ mm	No
Is precrack extension from notch	
$\geq 0.10B$ , h or 1mm	
3.133 mm	
$\geq 1.8579$ mm, 2.252 mm, 1 mm	Yes
Is final precrack Kmax	
$\leq$ initial test Kmax?	
0 kN/mm <sup>1.5</sup> $\leq 0.77305$ kN/mm <sup>1.5</sup>	Yes
Difference between surface precrack lengths:	
Is this diff. $\leq 0.025W$ or $0.25B$ ?	
0 mm $\leq 0.933275$ mm or 4.64475 mm	Yes
Difference between surface final crack lengths	
Is this diff. $\leq 0.25W$ or $0.25B$ ?	
0 mm $\leq 0.933275$ mm or 4.64475 mm	Yes



## ANEXO X- DADOS DO ENSAIO DA VIGA A2

Ciclos	-----	da/dN [m/ciclo]	dK (Mpa.m <sup>0.5</sup> )	log (da/dn)	log(dK)
2231	Valid	6.27E-08	22.387	-7.203	1.350
3012	Valid	5.82E-08	22.525	-7.235	1.353
4266	Valid	5.84E-08	22.700	-7.234	1.356
5118	Valid	7.52E-08	22.846	-7.124	1.359
5860	Valid	6.72E-08	23.024	-7.173	1.362
6595	Valid	7.27E-08	23.192	-7.138	1.365
7057	Valid	7.55E-08	23.268	-7.122	1.367
8805	Valid	6.67E-08	23.469	-7.176	1.370
9461	Valid	7.06E-08	23.544	-7.151	1.372
10162	Valid	7.49E-08	23.631	-7.125	1.373
10768	Valid	8.75E-08	23.910	-7.058	1.379
11421	Valid	1.05E-07	24.192	-6.980	1.384
12012	Valid	1.27E-07	24.489	-6.896	1.389
12308	Valid	1.29E-07	24.740	-6.888	1.393
12590	Valid	1.32E-07	25.003	-6.879	1.398
12971	Valid	1.39E-07	25.292	-6.856	1.403
13429	Valid	1.27E-07	25.582	-6.895	1.408
13895	Valid	1.22E-07	25.692	-6.913	1.410
14280	Valid	1.23E-07	25.788	-6.911	1.411
14684	Valid	1.26E-07	25.889	-6.901	1.413
15112	Valid	1.30E-07	26.003	-6.887	1.415
15490	Valid	1.31E-07	26.107	-6.883	1.417
15863	Valid	1.34E-07	26.212	-6.872	1.418
16244	Valid	1.38E-07	26.323	-6.860	1.420
16632	Valid	1.39E-07	26.435	-6.856	1.422
16974	Valid	1.43E-07	26.535	-6.846	1.424
17341	Valid	1.42E-07	26.648	-6.847	1.426
17726	Valid	1.44E-07	26.766	-6.840	1.428
18061	Valid	1.44E-07	26.869	-6.843	1.429
18484	Valid	1.45E-07	26.996	-6.839	1.431
18803	Valid	1.48E-07	27.097	-6.829	1.433
19178	Valid	1.50E-07	27.216	-6.824	1.435
19500	Valid	1.53E-07	27.329	-6.817	1.437
19819	Valid	1.53E-07	27.436	-6.814	1.438
20167	Valid	1.58E-07	27.554	-6.803	1.440
20515	Valid	1.62E-07	27.673	-6.790	1.442
20827	Valid	1.65E-07	27.789	-6.782	1.444
21149	Valid	1.66E-07	27.914	-6.779	1.446
21445	Valid	1.69E-07	28.029	-6.772	1.448
21795	Valid	1.67E-07	28.157	-6.777	1.450
22169	Valid	1.69E-07	28.294	-6.771	1.452
22439	Valid	1.69E-07	28.400	-6.773	1.453
22765	Valid	1.71E-07	28.526	-6.767	1.455
23039	Valid	1.74E-07	28.637	-6.759	1.457
23369	Valid	1.74E-07	28.764	-6.760	1.459
23658	Valid	1.77E-07	28.880	-6.753	1.461
23958	Valid	1.83E-07	29.002	-6.738	1.462
24239	Valid	1.88E-07	29.127	-6.725	1.464
24509	Valid	1.93E-07	29.248	-6.715	1.466
24760	Valid	1.97E-07	29.368	-6.704	1.468
25068	Valid	2.02E-07	29.509	-6.694	1.470
25312	Valid	2.02E-07	29.629	-6.696	1.472
25582	Valid	2.33E-07	30.616	-6.632	1.486
25832	Valid	2.93E-07	31.619	-6.533	1.500
26110	Valid	3.97E-07	32.697	-6.401	1.515
26175	Valid	4.15E-07	33.635	-6.382	1.527
26313	Valid	4.40E-07	34.676	-6.357	1.540
26433	Valid	4.79E-07	35.740	-6.320	1.553
26561	Valid	4.36E-07	36.772	-6.361	1.566
26692	Valid	3.37E-07	36.985	-6.472	1.568
26793	Valid	2.93E-07	37.135	-6.533	1.570
26921	Valid	3.94E-07	37.301	-6.404	1.572
26948	Valid	5.07E-07	37.381	-6.295	1.573
26952	Valid	4.28E-07	37.445	-6.368	1.573
27028	Valid	6.55E-07	37.634	-6.184	1.576
27123	Valid	6.72E-07	37.860	-6.173	1.578
27216	Valid	5.30E-07	38.012	-6.275	1.580
27336	Valid	4.98E-07	38.190	-6.302	1.582
27443	Valid	4.86E-07	38.347	-6.313	1.584
27555	Valid	4.78E-07	38.512	-6.321	1.586
27668	Valid	4.82E-07	38.680	-6.317	1.587
27775	Valid	4.78E-07	38.842	-6.320	1.589
27891	Valid	4.81E-07	39.009	-6.318	1.591
27992	Valid	4.97E-07	39.157	-6.304	1.593

Continua

## Continuação

Ciclos	-----	da/dN [m/ciclo]	dK (Mpa <sup>m</sup> <sup>0.5</sup> )	log (da/dn)	log(dK)
28112	Valid	5.01E-07	39.350	-6.300	1.595
28205	Valid	5.09E-07	39.500	-6.293	1.597
28300	Valid	5.06E-07	39.658	-6.295	1.598
28423	Valid	5.12E-07	39.857	-6.291	1.601
28520	Valid	5.07E-07	40.009	-6.295	1.602
28643	Valid	5.07E-07	40.204	-6.295	1.604
28755	Valid	5.05E-07	40.396	-6.297	1.606
28853	Valid	4.97E-07	40.557	-6.304	1.608
28965	Valid	4.95E-07	40.740	-6.306	1.610
29085	Valid	4.81E-07	40.927	-6.318	1.612
29205	Valid	4.79E-07	41.112	-6.320	1.614
29309	Valid	4.86E-07	41.276	-6.313	1.616
29423	Valid	4.98E-07	41.463	-6.303	1.618
29535	Valid	4.98E-07	41.648	-6.302	1.620
29633	Valid	4.98E-07	41.814	-6.303	1.621
29737	Valid	5.11E-07	41.986	-6.291	1.623
29848	Valid	5.25E-07	42.173	-6.280	1.625
29962	Valid	5.22E-07	42.377	-6.282	1.627
30057	Valid	5.29E-07	42.548	-6.276	1.629
30152	Valid	5.44E-07	42.724	-6.264	1.631
30271	Valid	5.43E-07	42.947	-6.266	1.633
30380	Valid	5.37E-07	43.144	-6.270	1.635
30470	Valid	5.42E-07	43.313	-6.266	1.637
30579	Valid	5.48E-07	43.530	-6.261	1.639
30680	Valid	5.49E-07	43.712	-6.261	1.641
30800	Valid	5.54E-07	43.940	-6.257	1.643
30912	Valid	5.57E-07	44.166	-6.254	1.645
30993	Valid	5.59E-07	44.329	-6.253	1.647
31100	Valid	5.61E-07	44.543	-6.251	1.649
31220	Valid	5.66E-07	44.788	-6.247	1.651
31310	Valid	5.61E-07	44.967	-6.251	1.653
31400	Valid	5.67E-07	45.159	-6.247	1.655
31490	Valid	5.74E-07	45.348	-6.241	1.657
31610	Valid	5.66E-07	45.598	-6.247	1.659
31730	Valid	5.68E-07	45.844	-6.245	1.661
31820	Valid	5.74E-07	46.029	-6.241	1.663
31940	Valid	5.82E-07	46.282	-6.235	1.665
32030	Valid	5.97E-07	46.473	-6.224	1.667
32150	Valid	6.28E-07	46.738	-6.202	1.670
32240	Valid	6.45E-07	46.960	-6.191	1.672
32330	Valid	6.54E-07	47.181	-6.185	1.674
32420	Valid	6.70E-07	47.413	-6.174	1.676
32510	Valid	6.76E-07	47.646	-6.170	1.678
32592	Valid	6.69E-07	47.859	-6.174	1.680
32660	Valid	6.62E-07	48.036	-6.179	1.682
32750	Valid	6.79E-07	48.266	-6.168	1.684
32840	Valid	6.87E-07	48.504	-6.163	1.686
32922	Valid	7.01E-07	48.719	-6.155	1.688
32990	Valid	7.18E-07	48.906	-6.144	1.689
33080	Valid	7.33E-07	49.175	-6.135	1.692
33170	Valid	7.41E-07	49.437	-6.130	1.694
33260	Valid	7.35E-07	49.701	-6.133	1.696
33342	Valid	7.27E-07	49.947	-6.139	1.699
33410	Valid	7.29E-07	50.141	-6.137	1.700
33500	Valid	7.23E-07	50.409	-6.141	1.703
33582	Valid	7.45E-07	50.653	-6.128	1.705
33650	Valid	7.54E-07	50.853	-6.123	1.706
33732	Valid	7.67E-07	51.113	-6.115	1.709
33789	Valid	7.84E-07	51.297	-6.106	1.710
33859	Valid	7.78E-07	51.524	-6.109	1.712
33942	Valid	8.07E-07	51.795	-6.093	1.714
34002	Valid	8.14E-07	51.988	-6.089	1.716
34084	Valid	8.30E-07	52.278	-6.081	1.718
34152	Valid	8.45E-07	52.523	-6.073	1.720
34212	Valid	8.54E-07	52.736	-6.069	1.722
34302	Valid	8.75E-07	53.070	-6.058	1.725
34362	Valid	8.75E-07	53.284	-6.058	1.727
34422	Valid	8.84E-07	53.511	-6.054	1.728
34482	Valid	8.94E-07	53.749	-6.049	1.730
34542	Valid	8.90E-07	53.980	-6.051	1.732
34602	Valid	8.94E-07	54.205	-6.049	1.734
34662	Valid	9.02E-07	54.440	-6.045	1.736
34722	Valid	9.18E-07	54.680	-6.037	1.738